

ESTUDIO Y ANÁLISIS DEL SISTEMA DE AIRBAGS PARA EL ATERRIZAJE DE UNA CÁPSULA TETRAÉDRICA



Trabajo de Fin de Grado

Grado en Ingeniería Mecánica

Dpto. de Mecánica de Medios
Continuos y Teoría de Estructuras

Autor: Javier Hernaiz Méndez-Peñalosa

Tutor: Ramon Eulalio Zaera Polo

Leganés, Septiembre 2017

Agradecimientos

En primer lugar, me gustaría agradecer a mi tutor, el Dr. Ramon Zaera Polo, por la ayuda prestada para la realización de este trabajo, así como del interés que ha despertado en mi por temas relacionados con la exploración espacial y la diligencia que ha demostrado en todo momento.

También me gustaría agradecer a los amigos que he hecho a lo largo de la carrera por el apoyo mostrado sin esperar nada a cambio durante todos estos años, así como a mis amigos de toda la vida por los ánimos brindados durante el desarrollo de este trabajo, especialmente a María Forcada.

Por último, y probablemente más importante, quisiera agradecer a mi familia, especialmente a mis padres Javier y Aida, que me ofrecieron todo su sostén y toda su ayuda durante todos estos años tanto en los mejores como en los peores momentos, sin ellos, nada de esto habría sido posible.

Resumen

En este trabajo se realiza un estudio, usando el programa de elementos finitos ABAQUS, del sistema de airbags usado para el aterrizaje de una cápsula de exploración espacial en la superficie de Marte. La manera de realizar este estudio es mediante un proceso iterativo en el que se busca la reducción de la aceleración en el interior de la cápsula.

Se introduce el estado actual de la exploración espacial, así como hitos históricos de la misma. Posteriormente, se realiza una breve descripción de algunos de los aterrizajes realizados en el espacio más representativos, la tecnología utilizada y las fases del aterrizaje.

Para reducir la aceleración, se hace uso de geometrías distintas en la configuración de los airbags, y, posteriormente, del cambio de parámetros significativos del modelo, como la presión del interior de los airbags o la velocidad o altura del modelo. Cada vez que se cambia un parámetro se realiza una nueva simulación, representando los resultados obtenidos gráficamente.

Una vez se ha alcanzado un diseño que se considera válido, se procede a analizar las conclusiones y los resultados obtenidos del proceso de mejora que se ha realizado.

Palabras clave: **airbag, cápsula, aceleración, iteración.**

Abstract

In this work a study, using the finite element program ABAQUS, is made of the airbag system used for the landing of a space exploration capsule on the surface of Mars. The way to do this study is through an iterative process in which the objective is the reduction of the acceleration inside the capsule.

It introduces the current state of the space exploration, as well as historical events of it. Later, a brief description of some of the most representative landings made in the space, used technology and landing phases is made.

In order to reduce acceleration, different geometries are tried in the airbag's configuration. With the same purpose, changes are made in significant parameters of the model, such as the pressure of the airbags or the speed or height of the model. Each time a parameter is changed, a new simulation is performed, graphically analyzing the results.

Once a valid design has been defined, the improvement process is analyzed, providing valuable outcomes in future simulations of the same kind.

Key words: **airbag, capsule, acceleration, iterative process.**

ÍNDICE GENERAL:

1	Motivación y objetivos	11
1.1	Motivación.....	11
1.2	Objetivos	11
1.3	Estructura del Trabajo	12
2	Estado del arte	13
2.1	Historia de la exploración espacial.....	13
2.1.1	Primeros pasos	13
2.1.2	Avances científicos	13
2.1.3	La carrera espacial.....	14
2.1.3.1	La Unión Soviética.....	14
2.1.3.2	Estados Unidos.....	15
2.1.4	Fin de la carrera espacial.....	17
2.1.5	Historia moderna y contemporánea	17
2.1.5.1	El programa Viking	17
2.1.5.2	Los transbordadores espaciales.....	18
2.1.5.3	Las sondas Voyager	20
2.1.5.4	El Telescopio Espacial Hubble	21
2.1.5.5	La Estación Espacial Internacional	23
2.1.5.6	El programa Discovery	24
2.1.5.6.1	La misión Mars Pathfinder	25
2.1.5.6.2	La misión Stardust.....	26
2.1.5.6.3	La misión Kepler.....	26
2.1.5.6.4	La misión Messenger	27
2.1.5.6.5	El programa Lucy.....	28
2.1.5.6.6	La misión Mars Exploration Rover	29
2.1.5.7	La misión Mars Science Laboratory	33
2.1.5.8	La misión Mars 2020	33
2.2	Estado de los aterrizajes espaciales.	34
2.2.1	La Luna.....	34
2.2.2	Marte.....	35
2.2.2.1	Misiones con uso de airbags en Marte	36
2.2.2.2	Misiones con uso de retrocohetes en Marte.....	38

2.2.3	Venus.....	40
2.2.4	Titán.....	45
2.2.5	El asteroide Itokawa	48
2.2.6	El cometa 67P/Churyumov-Gerasimenko	50
3	Método de los elementos finitos.	52
3.1	Definición:	52
3.2	Funcionamiento	52
3.3	Método de uso	53
3.3.1	Discretización	53
3.3.2	Realización del cálculo.....	54
3.3.3	Análisis de resultados.....	54
3.3.4	Softwares de elementos finitos.....	54
3.4	Introducción a ABAQUS	55
3.5	Interfaz de ABAQUS	55
4	Análisis de resultados.....	57
4.1	Introducción	57
4.2	Fases de un aterrizaje con airbags	57
4.3	Diseño del conjunto	58
4.3.1	Cápsula	58
4.3.2	Superficie de Marte.....	63
4.3.3	Airbags.....	68
4.3.4	Consideraciones generales del diseño	77
4.4	Modelos	78
4.4.1	Primer modelo.....	78
4.4.2	Segundo modelo	81
4.4.3	Tercer modelo	83
4.4.4	Cuarto modelo.....	85
4.4.5	Quinto modelo	87
4.4.6	Modelo final	89
4.4.6.1	Modificación de la presión interna	89
4.4.6.2	Modificación de la altura de caída libre.....	92
4.4.6.3	Modificación de la velocidad inicial	92
5	Marco regulador, presupuesto y entorno socioeconómico.....	95
5.1	Marco regulador	95
5.2	Presupuesto	95
5.3	Entorno socioeconómico	96

6	Conclusiones y desarrollos futuros	97
6.1	Conclusiones	97
6.2	Desarrollos futuros.....	98
7	Referencias bibliográficas	99
7.1	Páginas web	99
7.2	Tesis, proyectos fin de carrera y publicaciones	100

ÍNDICE DE IMÁGENES:

Imagen 1.	Cápsula Sputnik	14
Imagen 2.	Neil Armstrong en la superficie de la Luna	16
Imagen 3.	Diseño artístico de la primera misión conjunta entre EE. UU. y Rusia.....	17
Imagen 4.	Fotografía de la superficie de Marte	18
Imagen 5.	Transbordador espacial despegando	19
Imagen 6.	Fases de la misión de un transbordador espacial.	19
Imagen 7.	Situación de las Voyager en el espacio exterior.....	21
Imagen 8.	Columnas de hidrógeno en la nebulosa del Águila	22
Imagen 9.	Galaxia Messier 66	23
Imagen 10.	Estación Espacial Internacional en su órbita sobre la Tierra.....	23
Imagen 11.	Cabecera del programa Discovery.	24
Imagen 12.	Panorámica de la superficie de Marte captada por el Sojourner	25
Imagen 13.	Representación artística de la sonda en su acercamiento al cometa.....	26
Imagen 14.	Representación artística del satélite Kepler en el espacio.....	27
Imagen 15.	Comparación del planeta Kepler-186f con la Tierra	27
Imagen 16.	Representación de la sonda Messenger en su acercamiento a Mercurio	28
Imagen 17.	Situación de los satélites que investigará el programa Lucy.....	29
Imagen 18.	Representación del rover Spirit en la superficie de Marte.	30
Imagen 19.	Panorámica del rover Spirit en su lugar de aterrizaje	31
Imagen 20.	Imagen del cráter Endurance captado por el Opportunity	31
Imagen 21.	Trayectoria del rover Opportunity sobre la superficie de Marte.....	32
Imagen 22.	Fotografía del Curiosity en la superficie de Marte.....	33
Imagen 23.	Representación de como aterrizo el programa Apolo en la Luna.....	35
Imagen 24.	Fases del aterrizaje mediante el uso de airbags.	37

Imagen 25. Fase de orientación de la cápsula.	38
Imagen 26. Fase de despliegue de paracaídas.	39
Imagen 27. Fase de uso de retrocohetes.	39
Imagen 28. Fase de uso de “grúa”.	40
Imagen 29. Superficie de Venus fotografiada por la misión Venera.	41
Imagen 30. Superficie de Venus fotografiada por la misión Venera.	41
Imagen 31. Fotografía de la sonda Venera	42
Imagen 32. Fases del aterrizaje de la sonda Venera.	42
Imagen 33. Secuencia de descenso de la sonda grande.	44
Imagen 34. Lugares donde aterrizaron las sondas sobre Venus.	45
Imagen 35. Imagen de Titán donde se aprecian las zonas más oscuras y las más claras.	45
Imagen 36. Representación de la sonda Huygens.	46
Imagen 37. Secuencia de descenso de la sonda Huygens.	47
Imagen 38. Fotografía de la superficie de Titán.	48
Imagen 39. Órbita del asteroide respecto al Sol.	48
Imagen 40. Secuencia de aterrizaje de la sonda en el cometa.	51
Imagen 41. Imagen de una placa sometida a un estudio por elementos finitos.	52
Imagen 42. Menu para la creación de piezas.	58
Imagen 43. Boceto de la cápsula.	59
Imagen 44. Imagen de la cápsula extruida.	59
Imagen 45. Imagen de la cápsula extruida.	60
Imagen 46. Menu para asignación de propiedades a los materiales.	60
Imagen 47. Asignación de material a la sección.	61
Imagen 48. Asignación de la sección a la cápsula.	61
Imagen 49. Menu del comando “Tools”.	62
Imagen 50. Masa y coordenadas del centro de masas de la cápsula.	62
Imagen 51. Situación del punto de referencia en la cápsula.	62
Imagen 52. Asignación de la interacción de sólido rígido.	63
Imagen 54. Mallado de la cápsula.	63
Imagen 56. Boceto de la superficie de Marte.	64
Imagen 57. Punto de referencia de la superficie de Marte.	65
Imagen 58. Creación de la superficie sobre la “Part” creada.	65
Imagen 59. Vista superior de la superficie de Marte.	66
Imagen 60. Vista inferior de la superficie de Marte.	66
Imagen 61. Parámetros de la propiedad asignada al suelo de Marte.	67

Imagen 62. Interacción de la superficie con el resto de piezas.	67
Imagen 64. Opciones a las que limitar el movimiento y la rotación en la superficie de Marte..	68
Imagen 65. Airbag cortado.....	69
Imagen 67. Boceto del airbag.....	69
Imagen 68. Esfera base del airbag.	70
Imagen 69. Unión del airbag con la cápsula.....	70
Imagen 71. Tapa del airbag.	71
Imagen 72. Unión de la tapa y el airbag cortado.	71
Imagen 73. Creación de la superficie interna del airbag.....	72
Imagen 74. Asignación de propiedades del airbag.	72
Imagen 75. Asignación del espesor a la sección del airbag.....	73
Imagen 76. Airbag correctamente definido.	73
Imagen 77. Parámetros del gas en el interior del airbag.	73
Imagen 78. Asignación de las propiedades del gas al interior del airbag.	74
Imagen 79. Unión entre la tapa del airbag y la cara de la cápsula.....	75
Imagen 82. Opción a escoger para el mallado de los airbags.	76
Imagen 83. Tamaño aproximado del mallado.	76
Imagen 84. Mallado del airbag individual.	77
Imagen 85. Mallado de un conjunto de airbags.....	77
Imagen 86. Primer modelo de airbags.	79
Imagen 87. Conjunto mallado del primer modelo.	79
Imagen 88. Impacto contra la superficie del primer modelo.....	80
Imagen 89. Aceleración respecto al tiempo del primer modelo en el centro de masas de la cápsula.....	80
Imagen 90. Segundo modelo de airbags.	81
Imagen 91. Mallado del segundo modelo de airbags.	82
Imagen 92. Aceleración respecto al tiempo del segundo modelo en el centro de masas de la cápsula.....	82
Imagen 93. Tercer modelo de airbags.....	83
Imagen 94. Mallado del tercer modelo de airbags.	84
Imagen 95. Aceleración respecto al tiempo del tercer modelo en el centro de masas de la cápsula.....	84
Imagen 96. Cuarto modelo de airbags.	85
Imagen 97. Mallado del cuarto modelo de airbags.	86

Imagen 98. Aceleración respecto al tiempo del cuarto modelo en el centro de masas de la cápsula.....	86
Imagen 99. Quinto modelo de airbags.....	87
Imagen 100. Aceleración respecto al tiempo del quinto modelo en el centro de masas de la cápsula.....	88
Imagen 101. Pérdida de esfericidad de los airbags en el momento justo del impacto.	89
Imagen 102. Aceleración respecto al tiempo con presión interior de 100 kPa	90
Imagen 103. Aceleración respecto al tiempo con presión interior de 200 kPa	90
Imagen 104. Aceleración respecto al tiempo con presión interior de 500 kPa	91
Imagen 105. Aceleración respecto al tiempo con caída libre desde una altura de 15 metros...	92
Imagen 106. Aceleración respecto al tiempo con velocidad inicial de 20 m/s	93
Imagen 107. Aceleración respecto al tiempo con velocidad inicial de 30 m/s	93
Imagen 108. Diseño de airbags que usó la NASA en sus misiones espaciales.	97

ÍNDICE DE TABLAS:

Tabla 1. Fechas más representativas de cada uno de los transbordadores espaciales.	20
Tabla 2. Distancia recorrida por los rovers de exploración en los planetas o satélites	32
Tabla 3. Valor de la aceleración máxima.....	81
Tabla 4. Valor de la aceleración máxima.....	82
Tabla 5. Valor de la aceleración máxima.....	84
Tabla 6. Valor de la aceleración máxima.....	86
Tabla 7. Valor de la aceleración máxima.....	88
Tabla 8. Valor de la aceleración máxima.....	90
Tabla 9. Valor de la aceleración máxima.....	91
Tabla 10. Costes de la elaboración del proyecto.	96

1 Motivación y objetivos

1.1 Motivación

La exploración espacial es una manera de encontrar respuestas a las preguntas que nos planteamos los seres humanos sobre nosotros mismos. ¿Quiénes somos respecto al universo? ¿Dónde nos dirigimos como especie? ¿Cómo hemos llegado al punto en el que nos encontramos?

Aunque pueda parecer paradójico buscar respuestas más allá de nuestro planeta a preguntas sobre la humanidad, la exploración espacial siempre ha sido una fuente de hallazgos y conocimiento respecto a la vida: desde el descubrimiento de compuesto orgánicos considerados generadores de vida en la superficie de algunos asteroides, hasta el análisis de galaxias, sistemas o planetas potencialmente habitables a distancias inconmensurablemente grandes con el objetivo de averiguar si hubo, hay, o cabe la posibilidad de que haya vida tal y como se conoce en la Tierra.

En la búsqueda de estas respuestas, la función de este trabajo es la de arrojar un poco de luz y facilitar el estudio del diseño y la optimización de una cápsula de exploración espacial durante la fase de aterrizaje en otro planeta. Dentro de estas cápsulas estarían los vehículos encargados de realizar el análisis de los componentes de este nuevo entorno, por ejemplo, los *Rovers* (*Curiosity* y *Spirit*) que hay ahora mismo en Marte. [2]

Un aterrizaje exitoso es fundamental para el devenir de la misión espacial, ya que un mínimo fallo de cálculos puede conllevar consecuencias catastróficas: un fallo en las coordenadas de aterrizaje puede resultar en el robot quedando varado en un terreno impracticable (ladera de una montaña con una pendiente pronunciada, lugar a la sombra que evita la carga de las células fotovoltaicas de los *Rovers*...) que imposibilite las labores del mismo de estudio del planeta y acarreando pérdidas de millones de dólares en el presupuesto, un fallo en el sistema de airbags o en la secuencia de aterrizaje tendría como consecuencia daños irreparables en alguno de los componentes de la cápsula o el robot...

1.2 Objetivos

Este trabajo se compone de un objetivo principal y objetivos secundarios necesarios para alcanzar el objetivo principal.

El objetivo principal de este trabajo es el de: mediante un proceso iterativo, desarrollar una disposición óptima en el sistema de airbags de la cápsula en cuyo interior se encuentra el *Rover*. Para ello, se plantea un modelo numérico mediante el Método de Elementos Finitos cuyo resultado se analizará para ser optimizado de cara al aterrizaje de la cápsula.

Los objetivos secundarios, de obligatorio cumplimiento si se quiere llegar al objetivo principal son:

- A. Adquirir los conocimientos sobre la actualidad de la exploración espacial y el estado en el que se encuentra.
- B. Adquirir conocimientos sobre Airbags en el ámbito de la exploración espacial: materiales usados, casos más conocidos de utilización, aplicaciones futuras...
- C. Conocer y entender el funcionamiento y aplicación del Método de los Elementos Finitos.

- D. Conocer y entender el funcionamiento del Software ABAQUS y su aplicación al Método de los Elementos Finitos.
- E. Adquirir información sobre las solicitaciones de los Airbags a lo largo de la fase de aterrizaje y aplicarlas al estudio.
- F. Interpretar correctamente los resultados con el objetivo de aplicar las conclusiones obtenidas al campo de la exploración espacial.

1.3 Estructura del Trabajo

El orden que se va a seguir en la realización de los apartados de este estudio es el siguiente:

1. Motivación y objetivos.

Se realiza una breve explicación sobre la motivación que ha llevado a realizar este trabajo, así como los objetivos necesarios para llevarlo a cabo, tanto principal como secundarios.

2. Estado del arte.

Se introduce el estado actual del tema, últimos avances e hitos históricos. De igual manera, se presentan los conocimientos necesarios para la realización del trabajo.

3. Método de los elementos finitos.

Se explica el Método de los elementos finitos, funcionamiento y aplicaciones. Posteriormente, se enseña el Software ABAQUS, funcionamiento y como se puede usar para resolver problemas según el método de elementos finitos.

4. Análisis de resultados.

Se plantea el problema que se requiere abordar en este trabajo, analizando resultados para cada modelo diseñado y realizando un proceso iterativo para escoger un modelo definitivo.

5. Marco regulador, presupuesto y entorno socioeconómico.

Se estudia las normativas aplicables al proyecto, así como el presupuesto para su elaboración y el impacto socioeconómico que abarca.

6. Conclusiones y desarrollos futuros.

Se presentan las conclusiones que se han obtenido tras la realización del trabajo y se analizan los resultados obtenidos en ABAQUS para este modelo definitivo para su interpretación y aplicación en desarrollos futuros.

7. Referencias bibliográficas.

Se muestran todas las referencias bibliográficas usadas.

2 Estado del arte

En este apartado se presentará la importancia de los airbags en el transcurso de la historia de la exploración espacial, las características más significativas y los precedentes históricos más importantes que resultan en la situación actual. Posteriormente, se analizará más en detalle el caso que se presenta en este Trabajo, el aterrizaje de una capsula de exploración espacial en Marte.

2.1 Historia de la exploración espacial

2.1.1 Primeros pasos

Los comienzos de la exploración espacial están ligados inequívocamente al invento del telescopio. Antes de él, los astros generaban un interés y eran fruto de observación y estudio. Civilizaciones enteras (como la azteca o la griega) realizaron grandes avances en cuanto al estudio del cielo se refiere, a través del análisis del cielo, eran capaces de prevenir cuando se iba a producir un acontecimiento celeste, o desarrollaron calendarios coincidentes con la traslación de la Tierra alrededor del Sol, por ejemplo [2].

Sin embargo, la verdadera revolución comienza con el invento del telescopio. En 1609, Galileo Galilei diseñó y construyó un telescopio astronómico, con él, realizó grandes descubrimientos de astronomía, en su mayoría relacionados con nuestro Sistema Solar, como, por ejemplo, que Júpiter poseía, al igual que la tierra, lunas y que giraban alrededor de este mismo planeta [2].

Gracias a este avance en la historia de la exploración espacial, se desarrollaron nuevos conceptos, que sustituyeron a las creencias de la época: se propuso un sistema heliocéntrico (que la Tierra giraba en torno al Sol y que este era el centro del universo) que, si bien no era correcto en su totalidad, era una aproximación más exacta que el sistema geocéntrico, el cual se planteaba hasta entonces. La idea del sistema heliocéntrico no era nueva: Aristarco de Samos, ya en el siglo III a.C la propulsó. Sin embargo, no fue hasta el invento del telescopio, con el cual se podían observar lo que hasta entonces solo eran teorías, cuando se verificó empíricamente esta teoría [2].

2.1.2 Avances científicos

La exploración espacial, tal y como la conocemos hoy en día, no comienza hasta que la tecnología lo permite, esto sucede cuando se diseñan y construyen los primeros cohetes:

La base científica en la que se fundamentan el principio de funcionamiento de los cohetes es la tercera Ley de Newton: *“a toda acción le corresponde una reacción, con la misma intensidad, misma dirección y sentido contrarios”*, de este modo, para ascender, los cohetes llevan a cabo una serie de combustiones de gases que generan una presión que los ayuda a ascender. Con esta base, se comenzaron a diseñar y construir los primeros motores y cohetes:

En 1897, Pedro Paulet diseñó y construyó el primer motor de cohete. En 1902, el científico ruso Konstantin Tsiolkovsky diseñó el primer prototipo de una nave a retropropulsión para viajes interplanetarios. En 1912, Robert Goddard recogió la investigación desarrollada 15 años antes por Pedro Paulet sobre los motores y la perfeccionó, aplicándola al desarrollo de sus propios cohetes. Algunas de las ideas de Robert Goddard siguen usándose hoy en día,

como, por ejemplo, la utilización de giróscopos para la estabilización del vuelo de los cohetes. Estos tres científicos, junto con Hermann Julius Oberth, que en 1923 perfeccionó sus motores experimentales ayudándose también de la investigación desarrollada por Paulet, son considerados los pioneros del diseño de los cohetes [2].

Los ingenieros alemanes de la Alemania nazi también desarrollaron un prototipo de misil que se usaría para bombardear París y Londres cuyo diseño ha servido como precursor para los proyectos de los modernos cohetes.

2.1.3 La carrera espacial

Una vez desarrollados los avances científicos que llevaron a la posibilidad de diseñar y construir los primeros cohetes, comenzó lo que se conoce comúnmente en la actualidad como la “carrera espacial”.

Una vez acabada la Segunda Guerra Mundial, comenzó una competencia entre Estados Unidos y la Unión Soviética. Este interés por el espacio comenzó el día 4 de octubre de 1957 con el lanzamiento de la nave Sputnik y llegó a su punto más álgido cuando el hombre aterrizó, por primera vez, a la Luna [2] [17].

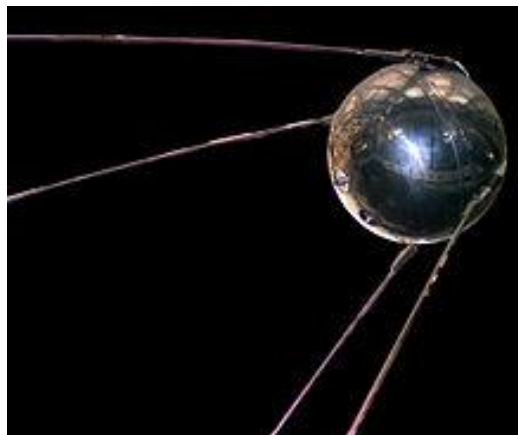


Imagen 1. Cápsula Sputnik

2.1.3.1 La Unión Soviética

Al lanzamiento del Sputnik I por parte de la Unión Soviética le siguió una desanimación general por parte del público de Estados Unidos, creyendo el estadounidense medio que eran superiores en todos los aspectos de la tecnología. Debido a esto, se desarrolló un creciente interés en la exploración espacial alimentado, en gran parte, por los esfuerzos del gobierno de aquella época, ya que, en la rivalidad con la URSS no podían dejar que esta se pusiese por delante en cuanto a desarrollo tecnológico [2].

La función del Sputnik era la de obtener información sobre las capas más superficiales de la atmósfera: analizar la concentración de electrones en la ionosfera, investigar cómo se propagaban las ondas de radio o analizar las distintas densidades de las capas atmosféricas eran algunas de las tareas que llevaba a cabo.

Por parte de la unión soviética, la investigación espacial continuó en forma de misiones en las cuales se enviaban seres vivos al espacio, para comprobar cómo podía afectar este nuevo entorno a los humanos. El caso más famoso se dio con el Sputnik II (en 1957) en el que

viajaba la perra Laika, convirtiéndose así en el primer ser vivo que orbitaba la Tierra, el objetivo principal de esta misión era el de analizar cómo se comportaría un ser vivo en un entorno desconocido hasta entonces como el espacio exterior. Si bien Laika falleció durante la misión (los informes de su fallecimiento son confusos, aunque se presupone que murió entre 5 y 7 horas después del despegue), sentó un precedente que serviría para misiones futuras, la vida en el espacio exterior, con las condiciones adecuadas, era posible [2].

En 1961, se dio el primer caso de un ser humano en el espacio, Yuri Gagarin, a bordo de la nave espacial Vostok I. En este vuelo, que duró 108 minutos aproximadamente, realizó una órbita completa alrededor de la Tierra.

Por parte de los soviéticos, estas fueron las misiones espaciales más reseñables, aunque hubo muchas más, alimentadas en su mayor parte por la competencia generada con Estados Unidos. Sin embargo, numerosas misiones acabaron en fracaso, bien por la falta de interés de la cúpula militar en temas espaciales o bien por la falta de control de calidad por parte de los soviéticos en la industria.

2.1.3.2 Estados Unidos

En los Estados Unidos se comenzó la carrera espacial más tarde que en la unión soviética, el primer paso hacia el espacio se dio en julio de 1958 con la creación de la agencia espacial estadounidense, la NASA.

Esta agencia, inicio la carrera espacial con dos ambiciosos proyectos a partir de 1961, el proyecto *Mercury* y el *Gemini*. En ambos se realizaron maniobras para poner en órbita a seres humanos y comprobar las condiciones a las que estarían sometidos los mismos durante las fases de despegue y aterrizaje, en las cuales se generaba las mayores solicitaciones. Adicionalmente, en el proyecto *Gemini* (en 1965) se realizaron maniobras de acoplamiento y desacoplamiento, con el claro objetivo de ensayar de cara al verdadero objetivo de la carrera espacial, la llegada del hombre a la Luna. Las maniobras incluían el desacoplamiento del módulo lunar del módulo de comando que se quedaría orbitando alrededor del satélite y su posterior acoplamiento, una vez el módulo lunar hubiera abandonado la superficie de la Luna e iniciara su regreso a la Tierra. Este proyecto ayudó mucho en la investigación que posteriormente llevaría a los primeros hombres a pisar la Luna, a pesar de no ser tan bien recibido por el público estadounidense [2].

A continuación, la NASA inició el proyecto que a la larga los llevaría a aterrizar en la luna y adquiriría mayor reconocimiento en el público, el proyecto *Apolo*.

El programa *Apolo* fueron una serie de misiones espaciales en las cuales el principal objetivo era conseguir que seres humanos aterrizaran en la Luna en torno al final de la década de los 60. Este objetivo se logró hasta en 6 ocasiones, logrando alunizar las misiones *Apolo* 11, 12, 14, 15, 16 y 17 con una misión fallida, la *Apolo* 13, cuyo tanque de oxígeno sufrió un fallo y explotó. A pesar de ello, la tripulación consiguió regresar a la Tierra sana y salva [2] [9].

La primera misión que llevaría al hombre a la Luna fue la *Apolo* 11, con este hito, se pondría fin a la denominada carrera espacial. La misión despegó de la Tierra el día 16 de Julio de 1969 y llegaría a la Luna el 20 de Julio. Haciendo uso del cohete Saturno-V, del cual posteriormente se separaría, llegó a la órbita Lunar, una vez allí, habiendo completado la decimotercera órbita lunar, comenzó la separación del módulo de mando (llamado *Columbia*), del cual se quedaría encargado el piloto Mike Collins, del módulo lunar (llamado

Eagle) en el cual se encontraban el piloto Edwin E. Aldrin Jr. y el comandante de la misión Neil A. Armstrong. Una vez completada la fase de aterrizaje en la Luna, a las 22:56 de la hora de Houston del 20 de Julio de 1969 Neil A. Armstrong pisa por primera vez la superficie lunar [2] [9].

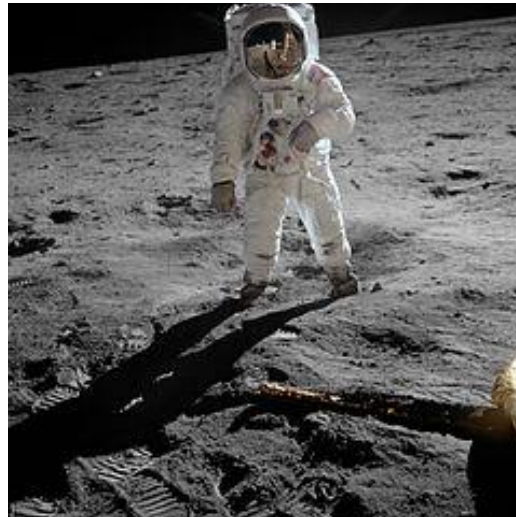


Imagen 2. Neil Armstrong en la superficie de la Luna

Tras 13 horas recogiendo muestras y registrando la actividad de la superficie lunar, el módulo lunar *Eagle* despegó para encontrarse nuevamente con el *Columbia* y comienzan su retorno a la Tierra. En la entrada a la Tierra la cápsula alcanza temperaturas de hasta 3000 °C ya que la energía cinética que poseía la cápsula se disipa en forma de calor, este aumento de temperatura ioniza el aire alrededor de la cápsula, impidiendo las comunicaciones. Sin embargo, a las 18:50 del 24 de Julio amerizan a 1500 km al sudoeste de las islas Hawai donde son recogidos sanos y salvos. Esta misión fue considerada un rotundo éxito por parte de los estadounidenses, que, con este hecho histórico, dan por concluida la carrera espacial [2] [9].

Las misiones que completaron con éxito su objetivo hicieron uso del cohete Saturno-V, el funcionamiento de este cohete se componía de tres etapas, cada una de ellas encargada de la separación de una serie de módulos hasta que se quedaba únicamente el módulo lunar en camino a la Luna. Posteriormente, tras las misiones del programa *Apolo*, el Saturno-V sería usado para llevar la *Skylab* al espacio.

Skylab fue la primera estación espacial que orbitó la Tierra desde 1973 a 1979. El objetivo de la *Skylab* fue el de investigación científica, centrándose, por encima de todo, en la observación solar, proporcionando grandes avances en el campo. De la misma manera, se hizo uso de esta estación espacial para observar la Tierra desde un punto de vista no conocido hasta entonces. Durante el funcionamiento de esta estación, se alargaría el récord establecido en esa época de estancia en el espacio desde los 23 días que estuvo la tripulación del *Soyuz 11* a bordo de la estación espacial *Salyut 1* hasta los 89 días que estuvo la tripulación *Skylab 4* a bordo de esta estación espacial. Este proyecto sentaría las bases para futuras misiones de gran importancia como la puesta en órbita de la Estación Espacial Internacional (ISS) [2].

2.1.4 Fin de la carrera espacial

Una vez acabada la “carrera espacial” con la llegada del hombre a la Luna en 1969, la Unión Soviética y Estados Unidos, las dos mayores potencias mundiales en cuanto a desarrollo en tecnología espacial se refiere, llevaron a cabo una serie de proyectos juntos, marcando el inicio de la exploración espacial como se la conoce actualmente, un periodo de cooperación internacional en el que el objetivo no era la competitividad de unas naciones con otras, sino el avance en los límites de la tecnología espacial.

El máximo exponente de esta cooperación se mostró con la misión conjunta *Apolo-Soyuz* en julio de 1975, en esta misión, la última del proyecto *Apolo* por parte de los estadounidenses, se realizó el primer acoplamiento internacional en el espacio, supuso un gran avance ya que permitió que las dos mayores naciones que en ese momento poseían la tecnología más avanzada en el campo de la exploración espacial, la unión soviética y Estados Unidos, compartieran sus conocimientos y progresos sobre el programa espacial de la otra. Durante el transcurso de la misión, que fue un total de 44 horas, las dos tripulaciones intercambiaron regalos, banderas y hasta semillas que plantaron en sus respectivos países a su vuelta a la Tierra [17].



Imagen 3. Diseño artístico de la primera misión conjunta entre EE. UU. y Rusia.

2.1.5 Historia moderna y contemporánea

Los satélites que se han mandado desde el fin de la carrera espacial hasta la fecha de hoy en día son muchísimos, de acuerdo con la NASA, hay cerca de 3500 satélites orbitando la Tierra operativos ahora mismo, mientras que hay cerca de 8000 objetos orbitando la Tierra, entre satélites obsoletos o basura espacial. En este apartado, se reseñan algunos de los avances o hitos más significativos de la historia moderna.

2.1.5.1 El programa Viking

El programa *Viking*, elaborado por la NASA, fue el primer programa que planteó llevar sondas espaciales, no tripuladas, a Marte. Lanzadas el 20 de agosto de 1975 y el 9 de septiembre de ese mismo año, las sondas *Viking 1* y *Viking 2* alcanzaron la órbita de Marte casi un año después, en junio y agosto de 1976, respectivamente.

Una vez alcanzada la órbita de Marte, se tomaron imágenes de la superficie para una decisión sobre el lugar de aterrizaje, después de más de un mes orbitándolo, se tomó una decisión y ambas sondas aterrizaron el 20 de julio y el 3 de septiembre de 1976 respectivamente. Esta misión proveyó de un conocimiento sobre la superficie del planeta que no se tenía hasta entonces y fue la base para futuras misiones que tomaron lugar a partir de finales de los 90 y comienzos del 2000.

Todos los elementos de la misión acabaron fallando con el tiempo: el *Viking 2* por un fallo debido a la batería y el *Viking 1* por un error humano que provocó la bajada de la antena del explorador terminando así la comunicación y la fuente de energía. La misión del explorador *Viking 2* duró más de 3 años y 7 meses mientras que el *Viking 1* estuvo en funcionamiento durante más de 6 años y 3 meses [2] [8].



Imagen 4. Fotografía de la superficie de Marte.

2.1.5.2 Los transbordadores espaciales

Posterior a la misión conjunta *Apolo-Soyuz* la NASA llevo a cabo una serie de proyectos que le llevaron a la situación actual, entre ellos y desde 1972 hasta el 2011 el programa de transbordadores espaciales.

Los transbordadores espaciales fueron concebidos como naves reutilizables para operaciones en órbita de la Tierra, la nave despegaba con ayuda de unos cohetes auxiliares y un contenedor en el que se encontraba el combustible, a medida que avanzaba la fase de despegue, estos cohetes y el tanque se iban desacoplando quedando únicamente el transbordador espacial al final, el concepto que se tenía de los mismos era el de “camión espacial”, transportaría materiales, equipos de investigación o útiles para construir nuevas estaciones [2].



Imagen 5. Transbordador espacial despegando

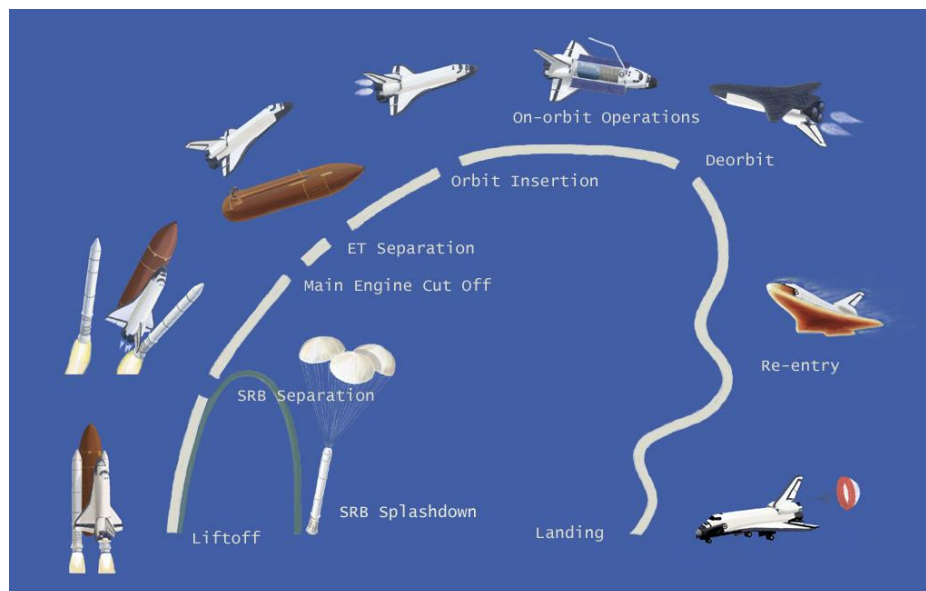


Imagen 6. Fases de la misión de un transbordador espacial.

Este método fue utilizado ampliamente, hasta llegar a realizar 135 misiones con esta técnica, entre los usos más importantes de los transbordadores espaciales se encuentra la construcción del Spacelab o de estación espacial internacional (ISS). En un principio se ideó construir 4 transbordadores: Columbia, Challenger, Discovery y Atlantis. Debido a un accidente del Challenger se decidió construir uno nuevo, el Endeavour.

Los accidentes más reseñables que se produjeron en estos transbordadores fueron dos: uno en la fase de despegue, el Challenger el 28 de enero de 1986 por culpa de una junta tórica que no soportaba correctamente las temperaturas por debajo de 12°C, se realizaron advertencias por parte de los ingenieros de diseño sobre este mismo problema, pero fueron ignoradas. El segundo accidente sucedió en la fase de reentrada del Columbia el 1 de febrero de 2003; durante el despegue del mismo, el borde de ataque del ala sufrió daños, se solicitó por parte del Departamento de Defensa que los astronautas pertenecientes a la tripulación del Columbia realizarán una inspección para analizar la magnitud de los daños,

pero esta asistencia fue denegada por la NASA. En estos dos accidentes fallecieron 14 astronautas [2].

Los acontecimientos más reseñables que tuvieron lugar en la historia de cada uno de los transbordadores espaciales fueron los siguientes:

Fecha	Nave	Acontecimiento
18 de febrero de 1977	Enterprise	Primer vuelo del <i>Enterprise</i>
11 de noviembre de 1982	Columbia	Primera misión operacional del <i>Columbia</i>
28 de enero de 1986	Challenger	Accidente en el despegue del <i>Challenger</i>
24 de abril de 1990	Discovery	Lanzamiento del Telescopio Espacial Hubble
4 de diciembre de 1998	Endeavour	Primera misión hacia la ISS
8 de Julio de 2011	Atlantis	Último vuelo de un transbordador espacial

Tabla 1. Fechas más representativas de cada uno de los transbordadores espaciales.

2.1.5.3 Las sondas Voyager

El proyecto *Voyager* se refiere al lanzamiento y seguimiento de la información proporcionada por dos sondas gemelas (*Voyager 1* y *Voyager 2*) que fueron lanzadas el 5 de septiembre y el 20 de agosto de 1977 respectivamente. Estas sondas son los dos objetos artificiales creados por los humanos que más se han alejado de la Tierra [17].

El programa *Voyager* se concibió específicamente para el estudio de la zona más exterior del Sistema Solar. Inicialmente diseñada para durar 5 años, la misión cumplirá 40 años en funcionamiento en otoño de 2017.

La sonda espacial *Voyager 1*, aunque lanzada posteriormente a la 2, es la que más lejos ha llegado de ambas y de cualquier objeto creado por el ser humano. La prioridad de esta sonda era el estudio de: Júpiter, Saturno y la mayor luna de Saturno, Titán, conocida por tener una atmósfera densa como la de la Tierra y, aparte de nuestro planeta, ser el único satélite en el Sistema Solar con líquido en su superficie. La sonda podría haber variado su rumbo hacia un encuentro con Plutón para una investigación más exhaustiva de este último, pero la investigación de la luna Titán era más prioritaria.

En 2012, el 25 de agosto, esta sonda cruzó la *heliopausa*, el límite entre el espacio interestelar y la *heliosfera* (la región del espacio, más allá de Plutón, en la que incide todavía el plasma que genera nuestro Sol), y comenzó a estudiar, por primera vez, el medio interestelar [2].

El 1 de julio de 2017, la sonda se encontraba a una distancia de $2,08 \times 10^{10}$ km o 139 AU (139 veces la distancia desde la Tierra hasta el Sol) del Sol. El funcionamiento de esta sonda está previsto que continúe hasta 2025, cuando los generadores termoeléctricos de radioisótopos no sean capaces de suministrar suficiente energía para el correcto funcionamiento de sus instrumentos de análisis [2] [17].

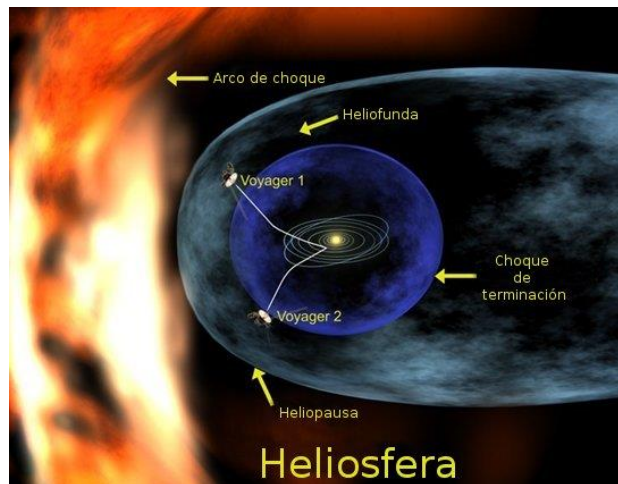


Imagen 7. Situación de las Voyager en el espacio exterior.

La heliosfera es la región del espacio que se extiende hasta donde se propaga el plasma (también conocido como viento solar) generado por el Sol. Este plasma nos protege de la presión generada por el medio interestelar, el hidrógeno y helio que existe entre las estrellas dentro de una galaxia [2].

La sonda espacial *Voyager 2* aunque lanzada previamente (16 días) a su gemela, la *Voyager 1*, no ha alcanzado límites tan lejanos como esta, ya que siguió una trayectoria con la cual llevó más tiempo alcanzar Júpiter o Saturno, pero, en cambio, permitió un acercamiento a Urano y Neptuno [17].

La misión principal de la *Voyager 2* la llevo a la exploración de: en 1979, el sistema Joviano (el sistema de lunas de Júpiter, de las cuales, en la actualidad, se conocen 69); en 1981, el sistema que rodea Saturno; en 1986, el sistema que rodea Urano y finalmente, en 1989, el sistema que rodea Neptuno. Posteriormente, continuó y continuará su estudio en la heliosfera, como su sonda gemela [17].

El 30 de julio de 2017, esta sonda se encontraba a una distancia de $1,72 \times 10^{10}$ km del Sol o 115 AU.

2.1.5.4 El Telescopio Espacial Hubble

El Telescopio Espacial Hubble (HST) es un telescopio que orbita la Tierra desde el 24 de abril de 1990 como un proyecto entre la NASA y la Agencia Espacial Europea, el propósito de este

telescopio, y el motivo por el que se construyó más allá de la atmósfera terrestre fue, precisamente, para evitar la interferencia que crea la atmósfera con las imágenes recibidas.

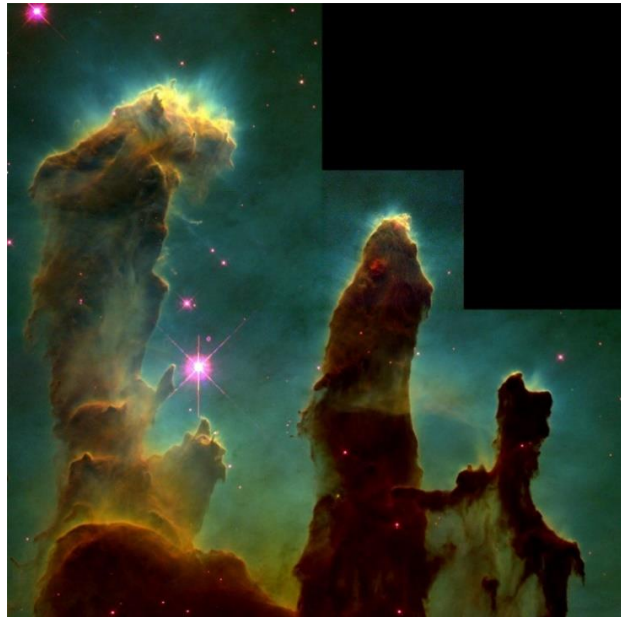


Imagen 8. Columnas de hidrógeno en la nebulosa del Águila

El Hubble ha servido no solo para observar imágenes del espacio como nunca antes se habían visto, también ha sido una fuente de conocimiento a la hora de medir distancias con constelaciones o galaxias con menor error que las distancias medidas desde la Tierra, algunas de estas distancias se midieron respecto a estrellas variables Cefeidas (estrellas que cambian de temperatura y de tamaño produciendo cambios de luminosidad y amplitud en periodos regulares), la distancia a estas estrellas medidas por el Hubble ayudaron a acotar el valor de la constante Hubble, la medida del ratio al cual se expande el universo. Con un valor más preciso de esta variable, se acotó la edad del universo, previamente se creía que el valor estaba entre 10 y 20 mil millones de años, mientras que ahora se estima que está en torno a 13,7 mil millones de años [2].

Adicionalmente a la edad del universo, en 1994, mostró indicios para demostrar la existencia de agujeros negros en el centro de las galaxias cercanas. La hipótesis de la existencia de los mismos había sido largamente teorizada durante la década de los 60, después, en los 80 se identificaron un buen número de candidatos a serlo. El Hubble demostró no solo la existencia de los mismos, sino que estableció una relación entre la masa de los agujeros negros y las propiedades de la galaxia que le rodeaba [2].



Imagen 9. Galaxia Messier 66

A lo largo de su funcionamiento, el Telescopio Espacial ha sido objeto de cinco reparaciones, modificaciones o mejoras, que han sido llevadas a cabo a través de los equipos llevados hasta allí por medio de los transbordadores de la NASA. El sucesor natural del Hubble es el Telescopio Espacial James Webb, cuyo lanzamiento está previsto para el año 2018.

2.1.5.5 La Estación Espacial Internacional

A continuación, durante la implementación de los transbordadores espaciales, desde 1993 hasta la fecha de hoy día se creó la Estación Espacial Internacional (ISS). Este proyecto no tuvo únicamente como encargado de fabricación a un solo país, sino que se trató de un proyecto conjunto de: la NASA (Estados Unidos), la Agencia Espacial Federal Rusa (FKA), la Agencia Japonesa de Exploración Espacial (JAXA), la Agencia Espacial Canadiense (CSA) y la Agencia Espacial Europea (ESA). Se trata del mayor proyecto conjunto entre naciones en cuanto al ámbito de la exploración espacial se refiere [2] [18].



Imagen 10. Estación Espacial Internacional en su órbita sobre la Tierra.

La ISS está formada de varios módulos de distintos países que se han ido acoplando con el tiempo unos a otros para acabar siendo lo que se conoce hoy en día como Estación Espacial Internacional, el primer paso para su construcción se dio el 20 de noviembre de 1998 cuando la Agencia Espacial Federal Rusa haciendo uso del cohete *Protón*, puso en órbita el que hasta la fecha sigue siendo el módulo más grande de la ISS, el *Zaryá*, este módulo suministra la

energía necesaria para el correcto funcionamiento de la estación, poco tiempo después, gracias a la NASA, el 2 de diciembre, el transbordador espacial estadounidense *Endeavour* colocó en órbita el nodo *Unity* [18].

A continuación, el 12 de Julio de 2000, el segundo módulo ruso, el *Zvezdá*, fue acoplado al primero, dotándole de los soportes vitales necesarios para albergar a la primera tripulación de astronautas. Ese mismo año, el 11 de octubre de 2000, la estructura llamada *ITS Z1* en la que se encontraban los equipos necesarios para la comunicación con la Tierra se acopló al nodo *Unity* y, posteriormente, el 2 de noviembre, una vez instalados todos los componentes necesarios para comenzar a investigar, llegó a la Estación la primera tripulación, compuesta por dos astronautas rusos y uno estadounidense [18].

Un año después, el 7 de febrero de 2001, el laboratorio más importante de la Estación Espacial Internacional, el *Destiny*, se acopló a la ISS, este laboratorio, fabricado por los estadounidenses, fue llevado hasta allí por medio del transbordador espacial *Atlantis*. A partir de entonces se llevaron a cabo muchos más proyectos por parte de las otras naciones participantes en las que se añadió nuevos equipos de investigación, paneles solares, etc... Hasta que, en el 2010, la Estación Espacial alcanzaría los 109 metros de longitud y 370 toneladas de peso [18].

El propósito de la ISS ha sido siempre el de la investigación espacial, en ella se pueden llevar a cabo experimentos que desde la Tierra sería imposible de realizar. Los campos más representativos en los que se lleva a cabo la investigación a bordo de la ISS son: la astrobiología, la astronomía o la investigación humana, por ejemplo.

A fin de investigar sobre la materia oscura, un tipo de materia muy desconocida para nosotros que conforma hasta el 27% de la energía-materia del universo conocido, se instaló en la ISS el Espectrómetro Magnético Alpha (AMS), este Espectrómetro ha proporcionado datos que hubieran sido imposibles de detectar desde la Tierra, como la gran cantidad de positrones (electrones, pero con carga positiva, provenientes de la materia oscura) de alta energía en los rayos cósmicos (partículas que viajan a una velocidad cercana a la de la luz con cientos de millones de veces más energía que cualquier acelerador de partículas construido por el hombre) que inciden en la Tierra [2].

2.1.5.6 El programa Discovery

El objetivo de este programa, diseñado por la NASA, es la exploración de nuestro Sistema Solar. Creado en 1992, el funcionamiento de este proyecto difiere de las anteriores misiones de la NASA en la manera de escoger los objetivos a estudiar.



Imagen 11. Cabecera del programa Discovery.

Mientras que a lo largo de los años la NASA escogía cuidadosamente los objetivos de investigación de las diferentes misiones, este programa cambió la filosofía hacia unas

misiones espaciales más abiertas al público, el creador del programa, Daniel S. Goldin, definió esta filosofía como “*más rápido, mejor, más barato*”. Los objetivos de la investigación son propuestos y liderados por el llamado “Investigador Principal”, los proponentes pueden ser laboratorios gubernamentales, pequeños negocios o incluso universidades. Posteriormente, a través de un proceso se eligen las propuestas que se van a llevar a cabo [2].

Hay una inmensa cantidad de misiones que han sido llevadas a cabo a través de este proyecto. Un gran número de estas misiones han añadido conocimiento nuevo a nuestro entendimiento del Sistema Solar. A continuación, se presentan algunas de las misiones más destacadas del proyecto *Discovery*.

2.1.5.6.1 La misión Mars Pathfinder

Esta misión, la primera del programa *Discovery* centrada en Marte, también fue la primera que llevó un Rover de exploración a ese planeta.

Lanzada el 4 de diciembre de 1996, la misión consistía en un conjunto de cápsula de aterrizaje (la cápsula *Pathfinder*) con un Rover de exploración en su interior (llamado *Sojourner*). El plan era aterrizar en la superficie y permitir al Rover salir de la cápsula para que comenzara las labores de investigación., este tipo de conjuntos ya se habían usado previamente en misiones lunares, pero era la primera vez que se intentaba enviar un Rover de exploración a Marte [1] [7].

Cabe también añadir que, al ser una de las primeras misiones del programa *Discovery*, había un objetivo no oficial que era el de demostrar que la filosofía establecida por Daniel S. Goldin definida como realizar misiones espaciales “*más rápidas, mejores y más baratas*” se podía cumplir en una misión tan complicada como llevar un vehículo de exploración espacial a Marte. Prueba de la complicación de la misión fueron los intentos fallidos por parte de Rusia de mandar un vehículo de exploración (Rover) a Marte, que, a pesar de haber logrado mandar con éxito este tipo de vehículos a la Luna, no fueron capaces de repetir la hazaña con Marte.



Imagen 12. Panorámica de la superficie de Marte captada por el *Sojourner*

La misión tenía como propósito la investigación sobre la atmósfera de Marte, su geología, clima o composición de las rocas de allí. Para ello, el Rover poseía una mini estación meteorológica capaz de recopilar datos e información sobre el viento, la temperatura o la presión del planeta. Con el objetivo del estudio de las rocas y el suelo, se instaló también un espectrómetro de rayos X de partículas Alpha (APXS) [2].

Uno de los resultados más importantes de esta misión fue la confirmación de la existencia en el pasado de un clima más húmedo y cálido en la superficie del planeta. De la misma

manera, al encontrar en el análisis de una roca resultados similares a las andesitas terrestres, se confirmó la teoría de actividad volcánica en este planeta.

Cabe destacar, aunque se analizará más en profundidad en partes posteriores del trabajo que este caso fue el primero que se dio con aterrizaje por medio de airbags en el planeta, como el caso que se estudia en este Trabajo de Fin de Grado.

2.1.5.6.2 La misión Stardust

La misión *Stardust* fue la encargada de mandar una sonda robótica espacial en febrero de 1999 con el objetivo de recoger muestras del coma (nube de polvo y gas que deja el cometa a su paso formada de la evaporación de parte de su núcleo al pasar cerca del Sol) del cometa Wild-2.

La sonda espacial despegó el 7 de febrero de 1999 y, previamente a su encuentro con el cometa Wild-2, cuya recogida de muestras del coma era el objetivo principal, se estudió el asteroide 5535 Annefrank. El 15 de enero de 2006 la misión principal fue completada con la sonda espacial retornando a la Tierra [2].



Imagen 13. Representación artística de la sonda en su acercamiento al cometa.

En el análisis de los compuestos que la *Stardust* había traído a la Tierra, se encontraron compuestos de glicina, un aminoácido considerado como uno de los compuestos fundamentales para la vida. Mientras que este compuesto se había encontrado en meteoritos previamente, esta misión fue la primera vez que se detectó en un cometa. Carl Picher, director del instituto de astrobiología de la NASA afirmó que: *“El descubrimiento de la glicina en un cometa apoya la idea de que los compuestos fundamentales para la vida son frecuentes en el espacio, y apoya la teoría de que la vida en el universo es más probable que improbable”* [2].

2.1.5.6.3 La misión Kepler

Se denomina misión *Kepler* a la que lleva a cabo el satélite con el mismo nombre encargado de buscar exoplanetas (planetas más allá del Sistema Solar) parecidos a la Tierra y potencialmente habitables. El satélite fue lanzado desde la Tierra el 7 de marzo de 2009.

El instrumento que usa el satélite para descubrir estos planetas es un fotómetro que monitoriza la luz emitida por 145.000 estrellas de la Vía Láctea, cuando un planeta cruza entre la luz emitida por una de esas estrellas y el fotómetro del satélite, se experimenta una disminución en la intensidad recibida, concluyendo así que un planeta ha debido pasar frente a su estrella, este método es conocido como método de tránsito.



Imagen 14. Representación artística del satélite Kepler en el espacio.

El *Kepler* sufrió, en julio de 2012, un fallo en uno de los cuatro volantes de reacción (usados para orientar el satélite a la zona del espacio que se quería estudiar, este tipo de volantes son muy útiles cuando se desea girar una cantidad muy pequeña) lo cual solo permitiría completar la misión si los otros volantes permanecían intactos. Sin embargo, en mayo de 2013, falló un segundo volante, por lo que, si bien no se anuló la misión, se acotó a un campo más reducido, la búsqueda de planetas habitables alrededor de estrellas del tipo “enanas rojas” [2].

A fecha de 10 de mayo de 2016, la NASA afirmó que el satélite había encontrado un total de 1.284 exoplanetas. Sin embargo, muy pocos de estos estaban en las denominadas “zonas habitables”, los más significativos de estos últimos son: Kepler-438b, Kepler-442b, Kepler-452b, Kepler-440b y Kepler-186f. Todos ellos, al encontrarse en la zona habitable de su propio sistema solar, cumplen las condiciones para que pueda darse líquido en su superficie, lo cual no significa que la haya necesariamente [4].

Que un planeta se encuentre en la “zona habitable” significa que se encuentra a una distancia de su propio sol en la que la radiación generada por el mismo no impida la existencia de agua líquida en su superficie.

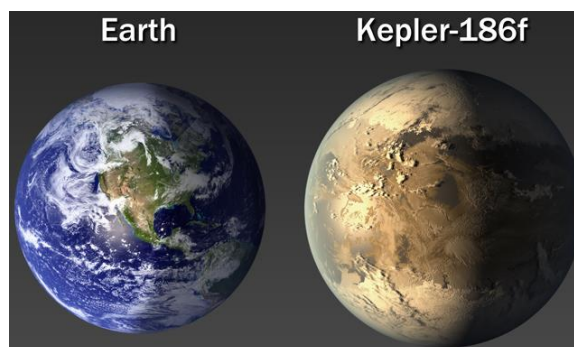


Imagen 15. Comparación del planeta Kepler-186f con la Tierra

2.1.5.6.4 La misión Messenger

La misión *MESSENGER* fue una misión de investigación de la NASA entre 2011 y 2015 que hizo uso del satélite con el mismo nombre. Esta misión tenía como objetivo la exploración del planeta Mercurio: la geología del planeta, su campo magnético o la composición química del mismo.

La misión que primero se llevó a cabo fue la de el mapeo de la superficie de Mercurio a través de cerca de 100.000 imágenes, este objetivo fue alcanzado al 100% el 17 de marzo de 2012. Las posteriores misiones que se llevaron a cabo con este satélite dieron la confirmación de la hipótesis que se había planteado desde la Tierra de que en el polo norte del planeta había agua congelada. Finalmente, tras proporcionar información muy útil acerca del campo magnético de Mercurio, el satélite cayó contra la superficie del planeta el 30 de abril de 2015 [3].

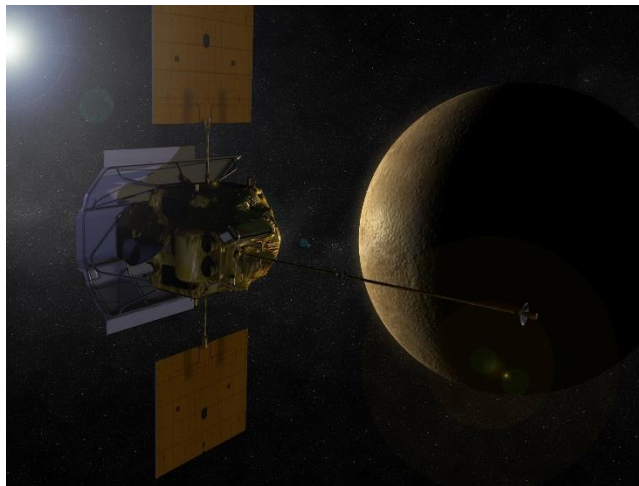


Imagen 16. Representación de la sonda Messenger en su acercamiento a Mercurio

2.1.5.6.5 El programa Lucy

El programa Lucy, que todavía está en desarrollo y se planea que se lleve a cabo en 2021, consiste en el envío de una sonda espacial para el estudio de los troyanos de Júpiter. Los troyanos son asteroides que comparten la misma órbita, en este caso la de Júpiter, respecto al Sol.

El motivo del estudio de los troyanos de Júpiter es debido a que pueden contener información muy útil sobre la formación de nuestro Sistema Solar, los troyanos cuando chocan unos con otros, pueden dar lugar a planetas u otros cuerpos, lo cual podría haberse dado hace millones de años durante la formación de nuestro Sistema Solar.

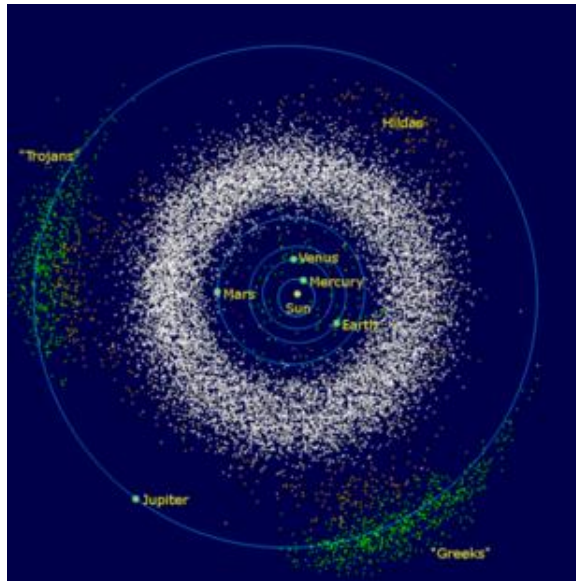


Imagen 17. Situación de los satélites que investigará el programa Lucy

La misión, seleccionada para su realización el 4 de enero de 2017, despegará en el 2021 llegando al grupo de troyanos conocido como L_4 en 2027, este grupo se encuentra aproximadamente 60° por delante de Júpiter en su rotación respecto al Sol. En este grupo, analizará cuatro troyanos 3548 Eurybates, 15094 Polymele, 11351 Leucus, y 21900 Orus [2].

Posteriormente, Lucy volverá a las cercanías de la Tierra donde se le dará un impulso gravitacional con el objetivo de que estudie un segundo grupo de troyanos, el L_5 , que orbita 60° por detrás de Júpiter en su rotación respecto al sol. Allí investigará el sistema creado por el troiano 617 Patroclus y su satélite Menoetius. En uno de sus viajes hacia el sistema de troyanos, también está previsto el análisis del asteroide conocido como 52246 Donaldjohanson, localizado en el cinturón de asteroides que se encuentra entre las órbitas de Marte y Júpiter [2].

2.1.5.6.6 La misión Mars Exploration Rover

Organizada por la NASA, la misión *Mars Exploration Rover* es un proyecto actualmente activo que incluía dos Rovers para la exploración e investigación de la superficie de Marte con el objetivo de analizar el suelo y la geología para encontrar pruebas de la presencia de agua en cualquier estado.

El lanzamiento de los dos Rovers (*Spirit* y *Opportunity*), se llevó a cabo en el 2003. Inicialmente, se planificó que la duración de la misión de estos dos robots fuera de unos 90 soles de Marte (el día en Marte dura un 3% más que un día terrestre, siendo la duración de un día marciano de 24h 39 minutos y 35,244 segundos) siendo ampliamente superado en la realidad, ya que el Rover *Spirit* estuvo en funcionamiento hasta el 2010 mientras que el Rover *Opportunity* actualmente sigue transmitiendo información a la Tierra [1] [7].

La misión *Mars Exploration Rover* se encuentra dentro del proyecto de la NASA *Mars Exploration Program* como ya lo fueron sus predecesores, las dos sondas *Viking* en 1976 o la misión *Mars Pathfinder* en 1997, de ambas se ha hablado anteriormente [1].

Lanzadas el 10 de junio de 2003 la cápsula que contenía al Rover *Spirit* y el 7 de julio de ese mismo año la que contenía al *Opportunity* alcanzaron la superficie marciana el 4 y el 25 de enero de 2004 respectivamente [2].



Imagen 18. Representación del rover Spirit en la superficie de Marte.

Durante la estancia en el planeta, se presentaron algunas dificultades como, por ejemplo: el 21 de enero de 2004 se perdió la comunicación con el Rover *Spirit*, en un principio pudo creerse que por una tormenta sobre la sede de la Red del espacio profundo en Australia. Posteriormente, envió una señal al laboratorio de propulsión a reacción (JPL) indicando que podía estar teniendo un fallo con la memoria flash del Rover. Para solucionarlo, se ejecutó un parche de Software que, por precaución, también se instaló en el *Opportunity*. Durante 10 días no realizó ninguna labor de investigación, mientras que los científicos realizaban test en su Software tratando de arreglar el fallo [2].

El 23 de marzo de 2004, se anunció al público la existencia de pruebas que demostraban la presencia de agua en Marte en el pasado, para ello, se mostraron fotos tomadas por el *Opportunity* en las que se apreciaba un patrón de estratificación cruzada que se forma cuando una región ha estado bajo el agua mucho tiempo. Además, una distribución de Cloro y Bromo bastante irregular en esa zona, la del cráter Meridiani Planum, sugiere que alguna vez fue la línea de costa de un mar de agua salada, actualmente evaporado.

A continuación, como se comprobó que ambos Rovers estaban en perfecto funcionamiento, se llevaron a cabo una serie de extensiones en las misiones de ambos Rovers, alargando la misión original, cuya planificación era de 3 meses.

El 1 de mayo de 2009, el Rover *Spirit* quedó encallado en un suelo más blando, impidiendo su correcto movimiento, se llevaron a cabo una serie de exhaustivas pruebas, simulaciones o test en la Tierra para intentar la liberación del Rover, sin embargo, el 26 de enero de 2010, se tomó la decisión de que a partir de ese momento el *Spirit* trabajaría de manera estacionaria. Poco tiempo después, el 22 de marzo, se pararon súbitamente las comunicaciones con el *Spirit*, la NASA, junto con el laboratorio de propulsión a reacción (JPL), intentaron retomar las comunicaciones sin resultado alguno. De esta manera finalizó la misión del *Spirit*, tras haber recorrido 7,73 kilómetros en la superficie de Marte [2].

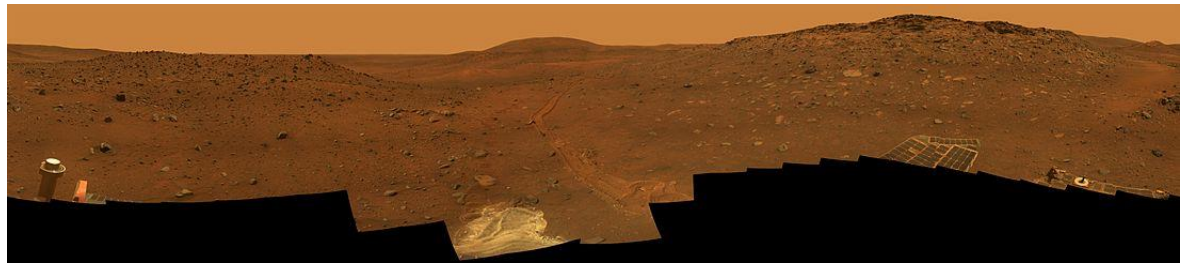


Imagen 19. Panorámica del rover Spirit en su lugar de aterrizaje

El *Opportunity* por su parte, no tuvo los mismos fallos que su Rover gemelo y aterrizó en un cráter (el cráter *Eagle*, localizado en la región Meridiani Planum), el cual proveyó de mucha información sobre el suelo y las rocas, así mismo se pudieron tomar instantáneas del cráter de aterrizaje, este análisis proporcionó información sobre la presencia de hematita y la existencia de agua en un pasado del planeta en esa zona.

A continuación, se decidió que el *Opportunity* pondría rumbo a otro cráter con grandes posibilidades de contener información interesante, el cráter *Endurance*, que fue alcanzado y estudiado durante el período desde junio de 2004 hasta diciembre de ese mismo año. También poco tiempo después, el Rover fue a investigar los restos y las cercanías de su escudo térmico, que se desprendió en el aterrizaje y halló en esa misma zona un meteorito que fue renombrado a *Roca del escudo de calor*. Este meteorito fue el primero en encontrarse en otro planeta en todo el Sistema Solar y el tercero tras dos meteoritos encontrados en la superficie de la Luna previamente [2].

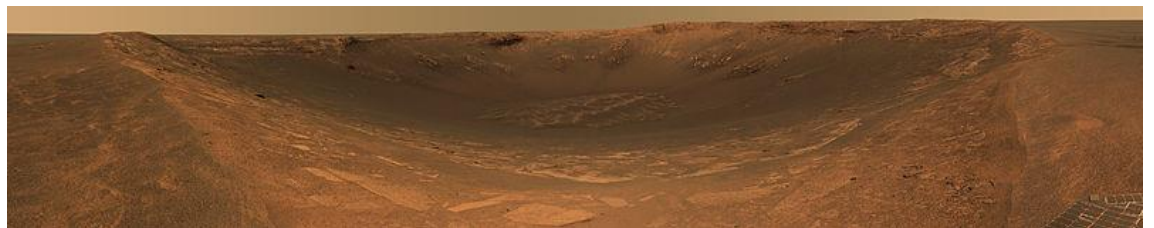


Imagen 20. Imagen del cráter Endurance captado por el Opportunity

En el 2005 este Rover sufrió peligro de quedar varado como el *Spirit*, ya que, en abril, se quedaron varias ruedas enterradas en la arena de una duna. Se condujeron experimentos y simulaciones en la Tierra para encontrar la manera más óptima de extraerlo de ese lugar y, en junio de ese mismo año, realizando operaciones de muy pocos centímetros cada vez, consiguió liberarse para proseguir con su investigación.

A posteriori, se realizaron investigaciones en sucesivos cráteres: el *Erebus* (desde octubre de 2005 hasta marzo de 2006), *Victoria* (desde septiembre de 2006 hasta agosto de 2008) y el *Endeavour* finalmente (desde agosto de 2011 hasta la actualidad) [7].

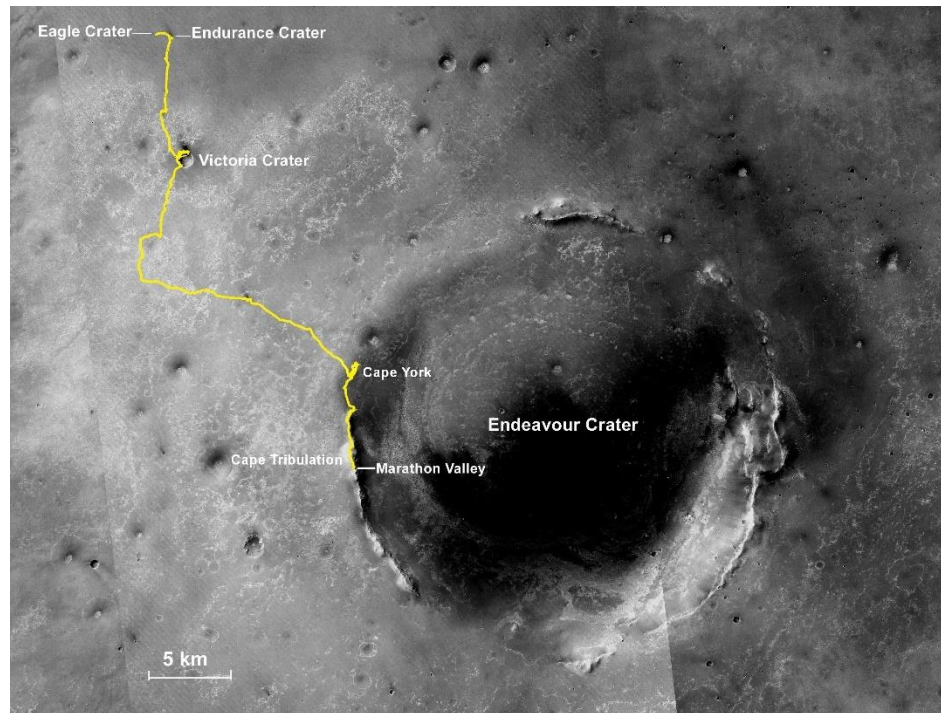


Imagen 21. Trayectoria del rover Opportunity sobre la superficie de Marte.

Desde hace un tiempo el *Opportunity* sufre problemas relacionados con el tiempo que lleva en activo, a pesar del buen funcionamiento de sus componentes, que han excedido con creces los límites que se le presuponían. Con el tiempo la memoria flash del Rover ha dejado de funcionar, por tanto, las observaciones y datos que se recogen han de ser transmitidos el mismo día que se toman o de otra manera se pierden.

Para finalizar, el *Opportunity* es el Rover, lunar o en Marte, que más kilómetros ha recorrido de exploración hasta la fecha, y mientras siga funcionando, se prevé que seguirá acumulando muchos más. En el registro del 17 de enero de 2017, había recorrido 43,79 kilómetros [2].

Rover	Kilómetros	Planeta o satélite
Opportunity	43,79	Marte
Lunokhod 2	39	Luna
Apollo 17	35,74	Luna
Apollo 15	27,8	Luna
Apollo 16	27,1	Luna
Curiosity	15,3	Marte

Tabla 2. Distancia recorrida por los rovers de exploración en los planetas o satélites

2.1.5.7 La misión Mars Science Laboratory

Llevada a cabo por la NASA, la misión *Mars Science Laboratory* se encargó de llevar un Rover de exploración espacial a Marte, el *Curiosity*, a bordo de una sonda espacial.

Lanzada el 26 de noviembre de 2011 desde la Tierra, aterrizó exitosamente en el cráter *Gale* el 6 de agosto de 2012. Como objetivo principal de la misión cabe destacar el estudio de la habitabilidad de Marte [2].

Para alcanzar este objetivo principal, es necesario cumplir una serie de objetivos secundarios como, por ejemplo: estudiar si alguna vez hubo o se dieron las condiciones necesarias para la vida en Marte, está íntimamente relacionado con el estudio de la presencia de agua en el pasado en este planeta, puesto que la vida, tal y como nosotros la conocemos, solo es posible si hay agua. Analizar el clima de Marte, implica el estudio de los ciclos presentes en el planeta. Estudio de la geología del planeta, determinar la composición del suelo marciano, así como los procesos de erosión que sufre su superficie. Adquirir los conocimientos necesarios para comenzar a enviar misiones tripuladas a Marte, para lo cual es necesario la comprensión, entre otras cosas, de la radiación incidente en la superficie (radiación solar, cósmica...) [1].

En comparación con los Rovers gemelos *Spirit* y *Opportunity*, de los cuales ya se ha hablado previamente, el *Curiosity* es dos veces más largo y cinco veces más pesado debido, principalmente, a que lleva diez veces el peso en instrumentos científicos para el análisis de la habitabilidad de Marte que llevaban sus predecesores.

A fecha de 22 de enero de 2017, este Rover había recorrido una distancia de 15,3 kilómetros, superando así en distancia recorrida al Rover ruso Lunokhod1, que se encuentra en la Luna [2].



Imagen 22. Fotografía del Curiosity en la superficie de Marte.

2.1.5.8 La misión Mars 2020

Posterior a la misión del Rover *Curiosity*, se planea realizar una misión incluyendo otro Rover, actualmente llamado *Mars 2020*, que estudiaría la habitabilidad que hubo en el pasado de Marte de forma más exhaustiva que sus predecesores.

En mayo de 2017 se encontró en la región del Cratón de Pilbara en Australia la evidencia de la forma de vida más antigua de la Tierra en un mineral llamado geyserita, normalmente encontrado alrededor de geiseres. Este descubrimiento podría ayudar a escoger los lugares más idóneos para la investigación sobre la vida en Marte de la misión *Mars 2020*.

El objetivo que se plantea como principal sería el del estudio de la habitabilidad en el pasado del planeta para futuras misiones tripuladas al mismo, para ello, lo que se planteó fue el envío de un Rover que recoja muestras y rocas del suelo marciano para su posterior análisis en su retorno a la Tierra. Un análisis en la Tierra de las rocas de Marte proporcionaría mucha información desconocida hasta ahora, ya que se realizaría de manera mucho más detallada que las realizadas hasta ahora de los Rovers en Marte. Si bien estos últimos han provisto de información muy útil o desconocida del planeta como la existencia en un pasado de agua en la superficie, una investigación conducida en la Tierra tendría muchos más recursos de investigación disponibles para los científicos [2].

2.2 Estado de los aterrizajes espaciales.

Los aterrizajes en otros planetas o satélites siempre han sido un punto muy crítico de las misiones de exploración espacial, cualquier tipo de mínimo fallo en una operación como esta puede derivar en las peores consecuencias posibles para la investigación, y que toda la inversión realizada sea desaprovechada, que, en el caso de las misiones espaciales, en la mayoría de las veces, esta inversión es astronómica.

A lo largo de la historia se ha ido variando la manera de aproximarse en los últimos metros a los planetas o satélites a explorar, desde los primeros módulos lunares del programa *Apolo* hasta los últimos Rovers depositados en Marte (como el *Curiosity* o los Rovers gemelos *Opportunity* y *Spirit*), este tema ha sido ampliamente investigado, con el objetivo de aumentar la eficiencia y disminuir el peligro para los ocupantes, materiales o equipos de investigación que se llevan a estas misiones.

Teniendo en cuenta el hecho de que, a medida que se ha ido desarrollando la tecnología, también se han aumentado de manera exponencial las misiones espaciales, es imposible analizar el aterrizaje de cada una de estas misiones, por tanto, se estudiará el estado del arte de los aterrizajes espaciales categorizándolos por los planetas o satélites que en los que se ha aterrizado hasta ahora [6].

2.2.1 La Luna

El método más usado para el alunizaje fue y sigue siendo los retrocohetes, cohetes a reacción que, fundamentados en la Ley de Newton de acción y reacción, proporcionan empuje en sentido contrario al del descenso para reducir la velocidad.

Los primeros usos de los retrocohetes, o cohetes a reacción, se dan en la segunda guerra mundial, por parte de los británicos, en el desarrollo del proyecto Hajile. Este proyecto tenía como objetivo el aterrizaje de vehículos o maquinaria pesada lanzados desde aeronaves, una vez alcanzada determinada altitud, se activarían unos cohetes a reacción que proporcionarían un empuje a la nave o el equipo de sentido contrario al de su movimiento natural, causando así su deceleración [2].

Si bien este proyecto fue finalmente desechado por parte de los británicos debido a su poca fiabilidad y a que la guerra estaba llegando a su fin, realizaron algunas pruebas exitosas que sentarían las bases para el futuro desarrollo de esta tecnología.

La unión soviética desarrolló este método al tener la necesidad de asegurar un descenso seguro a mercancía descargada de un avión a gran altura. Primero se ralentizaba la mercancía haciendo uso de un paracaídas y posteriormente se hacía uso de los retrocohetes para un aterrizaje suave que no dañara la mercancía.

En relación con el tema de la exploración espacial, este método de aterrizaje fue usado desde los inicios. Los usos de los retrocohetes ya se aplicaban en las primeras cápsulas orbitales, debido a que, cuando un satélite se encuentra en órbita, la manera más efectiva de conseguir que vuelva a la superficie terrestre es mediante el uso de retrocohetes, sin ellos, el satélite se quedaría en órbita hasta que poco a poco este se fuera acercando a la Tierra de manera natural, lo que podría llevar mucho más tiempo del permitido en el caso de una misión tripulada. Por tanto, en las primeras misiones consistentes en su mayoría en paseos espaciales para comprobar como respondía el ser humano a un ambiente desconocido como es el espacio, los cohetes a reacción eran de fundamental importancia [9].

Posteriormente, viendo el buen resultado que habían dado este tipo de tecnología en los vuelos orbitales, se propuso y aceptó usarlo para los primeros prototipos de módulos espaciales destinados a la exploración de planetas/satélites. Este fue el caso de los programas *Apolo*, cuyos retrocohetes instalados en el módulo lunar permitieron a los primeros humanos aterrizar en la luna, o los proyectos *Gemini* o *Mercury*, ambos dedicados a la exploración espacial en los primeros pasos.



Imagen 23. Representación de como aterrizo el programa Apolo en la Luna.

2.2.2 Marte

En las misiones dedicadas a la exploración de la Luna, no se hizo uso de paracaídas de ningún tipo, debido a que al no haber atmósfera de en el satélite, los paracaídas no generarían ninguna resistencia con el aire. Esto fue demostrado de manera muy instructiva por la tripulación de la misión del *Apolo 15*, llevando a su viaje a la Luna un martillo y una pluma; haciendo referencia a Galileo, que ya predijo el resultado de este experimento mucho

tiempo antes, soltaron ambos objetos desde la misma altura comprobando que, efectivamente, debido a la ausencia de resistencia creada por el aire, llegaban a la superficie lunar al mismo tiempo.

Sin embargo, aunque en la Luna no se experimentaba ninguna resistencia debido a la ausencia de una atmósfera consistente y de aire, en otro planeta como es Marte sí que se observa una atmósfera que podría ser usada por un paracaídas para reducir su velocidad. Debido a este hecho, los paracaídas sí que fueron usados para algunas misiones de Marte, ayudándose de otras tecnologías de aterrizaje al mismo tiempo, como los airbags o el uso de retrocohetes [1] [7].

2.2.2.1 Misiones con uso de airbags en Marte

Las primeras misiones llevadas a cabo por la NASA en Marte que incluían Rovers espaciales, como la *Pathfinder*, *Spirit*, o la *Opportunity*, hicieron uso de un sistema de airbags para proteger los últimos metros de acercamiento a la superficie de Marte, además de un sistema de paracaídas previo y aeroprotectores frente al calor que podía generarse con la fricción de la atmósfera en la entrada en la misma [1].

El proceso de aterrizaje de estas sondas espaciales era el siguiente: [1]

1. Al principio, previamente a que la sonda alcance la atmósfera de Marte, cada sonda comenzaba una cuidadosa rotación sobre si misma para orientar el escudo de calor en la dirección adecuada.
2. Una vez alcanzada la atmósfera (a 120 kilómetros de la superficie aproximadamente) la cápsula del Rover tenía una velocidad aproximada de 5.4 kilómetros por segundo. A pesar de tener una atmósfera mucho más delgada que la de la Tierra, la atmósfera de Marte es suficiente para elevar la temperatura de la superficie de la cápsula a unos 1.447°C.
3. Por acción de la fricción, la cápsula reduce su velocidad a unos 430 metros por segundo. Llegado ese punto, que se da en torno a 8,5 kilómetros sobre la superficie del planeta, se despliegan los paracaídas.
4. Una vez desplegados los paracaídas, se desprende el escudo de protección frente al calor que ha servido para proteger la cápsula en su entrada a la atmósfera marciana, mostrando la cápsula que contiene al Rover en su interior que descenderá a la superficie.
5. Aproximadamente 10 segundos después de desprenderse el escudo, la cápsula que contiene al Rover en su interior comienza a descender por una brida de unos 20 metros de longitud, en su máxima extensión.
6. Una vez extendida la brida, un radar instalado en la cápsula comienza a medir la altura hasta la superficie, ya que es de vital importancia que la cápsula se desprenda del paracaídas en el momento exacto.
7. Poco antes del impacto con la superficie, aproximadamente 8 segundos, un gas infla los airbags y, cuando el radar detecta que la altura es de 10 a 15 metros sobre la superficie y la velocidad vertical es de 0 (esto se logra mediante unos pequeños propulsores a reacción), se corta la brida que unía la cápsula que contiene al Rover con el paracaídas y la carcasa.
8. En el instante en el que se corta la brida, la cápsula rodeada de airbags que contiene al Rover entra en caída libre los últimos metros.

9. Después de rebotar una serie de veces contra la superficie del planeta, en un proceso que puede durar varios minutos (en la misión *Pathfinder*, por ejemplo, la cápsula rebotó la primera vez hasta una altura de unos 15 metros y se detuvo completamente unos 2 minutos y medio después de su primer impacto a un kilómetro de distancia del lugar de su primer impacto aproximadamente) la cápsula se detiene y comienzan a deshincharse los airbags.
10. El desinflado de los airbags puede llevar cerca de una hora, posteriormente se abre el panel para que descienda el Rover. Al ser una cápsula con forma de pirámide, cualquiera de los paneles laterales es igual de válido a la hora de abrirse, siempre y cuando el panel que se diseñó para quedar como base este en su posición, si esto no ocurre así, la cápsula que contiene al Rover se gira para orientarse correctamente. Si queda con el panel de la base en su posición después de rebotar, el proceso de apertura puede durar unos 20 minutos; si cualquiera de los paneles laterales queda orientado al suelo, se puede demorar cerca de 35 minutos la apertura de la cápsula.
11. Una vez abierta la cápsula, el Rover despliega los paneles solares y toma fotos de sus alrededores y comienza la exploración e investigación de la superficie.

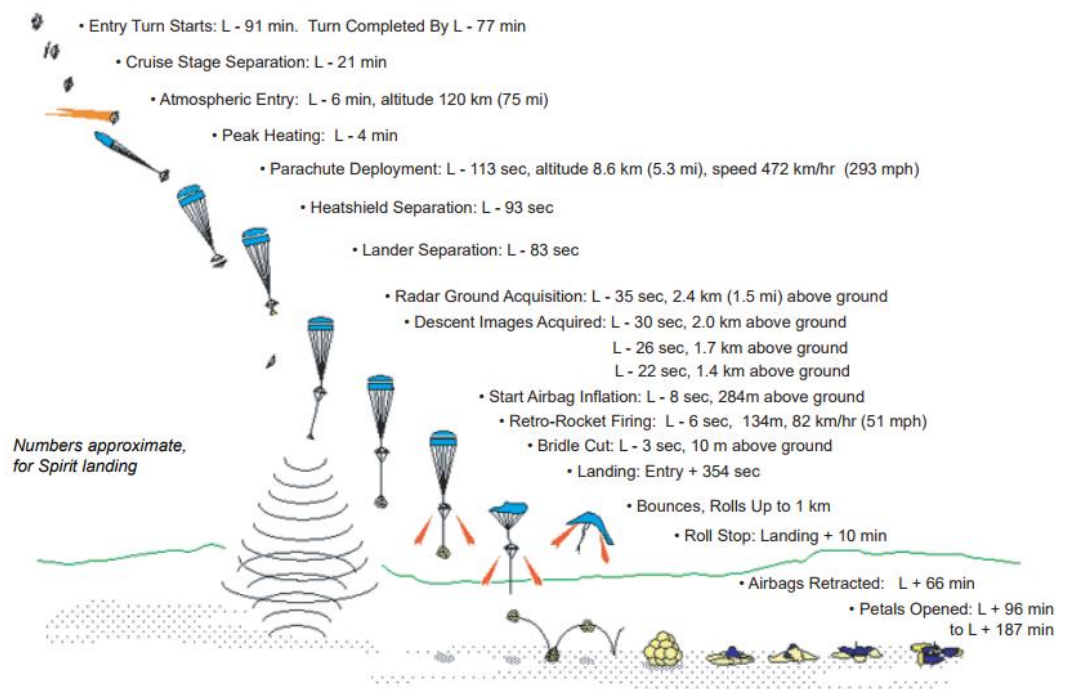


Imagen 24. Fases del aterrizaje mediante el uso de airbags.

2.2.2.2 Misiones con uso de retrocohetes en Marte

Mientras que las misiones antes mencionadas usaron airbags para el acercamiento final a la superficie de Marte, misiones como la del *Curiosity* usaron otro tipo de acercamiento a la superficie haciendo uso de retrocohetes. Las misiones *Viking*, las primeras sondas enviadas a Marte usaron un sistema similar a este.

El proceso de aterrizaje se asemeja mucho al usado con airbags, excepto en los últimos metros. Los pasos de la fase de aterrizaje son los siguientes: [1]

1. La cápsula que va a realizar el descenso se separa de la que ha realizado el viaje 10 minutos antes de la entrada a la atmósfera, a unos 1600 kilómetros de la superficie. La cápsula va a unos 19.000 kilómetros por hora en esta fase.
2. Desde la separación hasta a entrada en la atmósfera, la cápsula que contiene al airbag se orienta correctamente para que el escudo de calor reciba toda la fricción generada por el contacto con la atmósfera.

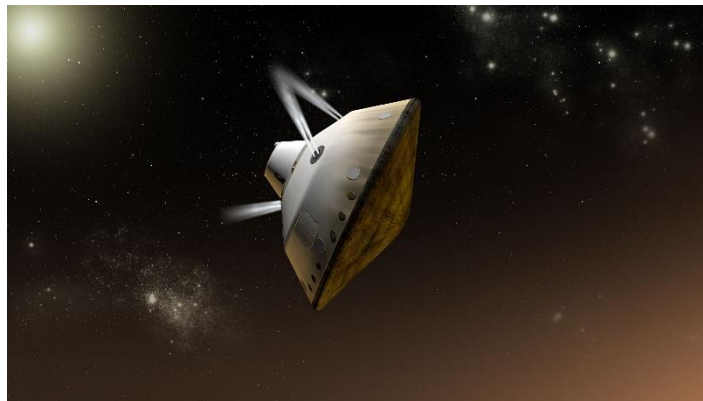


Imagen 25. Fase de orientación de la cápsula.

3. En torno a 120 kilómetros de la superficie, la cápsula entra en la atmósfera de Marte aumentando así la temperatura de la superficie exterior de la misma debido a la fricción generada, la temperatura alcanza picos en la superficie de en torno a 2.100 °C mientras que el interior, donde se encuentra el Rover, tiene una temperatura de unos 10°C. De la misma manera, la cápsula ve reducida su velocidad por el rozamiento generado por la fricción de unos 5,9 kilómetros por segundo a 0,45 kilómetros por segundo.
4. Se despliegan los paracaídas una vez que la fricción ha decelerado la cápsula lo máximo que es posible, esto ocurre en torno a 11 kilómetros de la superficie y la cápsula reduce su velocidad hasta unos 200 kilómetros por hora.

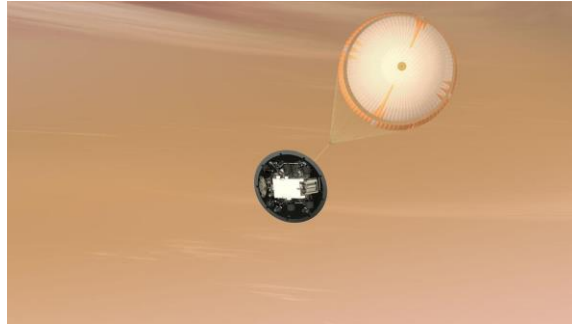


Imagen 26. Fase de despliegue de paracaídas.

5. Se desprende el escudo protector de calor que ha mantenido el Rover a salvo de las altas temperaturas generadas en el exterior.
6. Un radar calcula la altitud a la que se encuentra y la velocidad para comenzar el descenso por caída libre. Este cálculo es de vital importancia ya que comenzar antes a usar la retropropulsión y la sonda podría quedarse sin combustible, mientras que comenzar tarde podría llevar a que la cápsula con el Rover no tuviera el tiempo necesario para reducir su velocidad antes de llegar a la superficie.
7. Cuando el radar registra que se encuentra a 1,6 kilómetros sobre la superficie del planeta, comienza una fase muy crítica de este aterrizaje, el conjunto que lleva al Rover se desprende de la cápsula y se cae en caída libre cerca de 400 metros.
8. Tras esta caída libre, se accionan los retrocohetes a aproximadamente 1 kilómetro de la superficie. Rápidamente, se ejecuta una maniobra de desviación del conjunto del Rover para evitar colisionar con el conjunto de la cápsula y el paracaídas, que se encuentran también en caída libre.

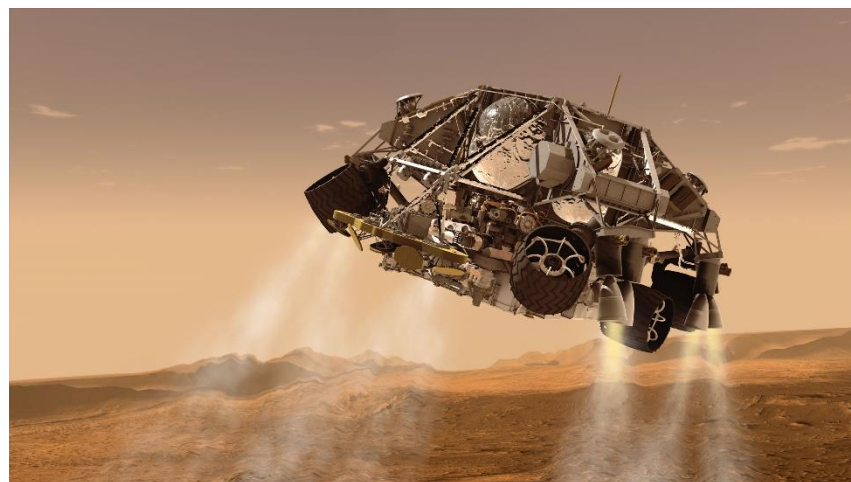


Imagen 27. Fase de uso de retrocohetes.

9. A 20 metros de la superficie, una vez se ha reducido la velocidad a aproximadamente 2,7 kilómetros por hora, comienza otra maniobra llamada “grúa volante” en la que el Rover desciende de una “grúa” sostenido por una serie de cables.



Imagen 28. Fase de uso de “grúa”.

10. Se despliegan las ruedas del Rover a medida que se aproxima los últimos metros a la superficie, se alarga al máximo los cables de la “grúa volante” y se posa el Rover sobre la superficie de Marte. Una vez se ha posado, se cortan los cables de la “grúa” y esta última activa sus propulsores para alejarse del lugar en el que ha posado al Rover para no estrellarse contra este.

Este método difiere del de los airbags en que, cuando concluye la fase de aterrizaje, el Rover está preparado para comenzar la exploración, mientras que, en el otro sistema, se tiene que esperar a que se posicione bien la cápsula en caso de no haber aterrizado correctamente, deshinchar los airbags y abrir los paneles.

2.2.3 Venus

Este planeta, durante la época de la carrera espacial entre la Unión soviética y Estados Unidos, fue un objetivo de mucha importancia para los soviéticos, como se demuestra con las múltiples misiones *Venera* cuyo objetivo era o bien la observación de Venus desde un satélite que orbitara alrededor del planeta, o, posteriormente, el aterrizaje en su superficie para un análisis más detallado de las condiciones en las que se encuentra la superficie de Venus.

La misión *Venera*, la primera que se interesó por la investigación y observación de Venus, comenzó en 1961, junto a los primeros pasos de la exploración espacial, y concluyó en 1984. Posteriormente se desarrollaron muchas misiones más con objetivo de investigar este planeta, pero este proyecto soviético sentó las primeras bases para ello [2] [5].

Las primeras misiones de este proyecto, la *Venera* 1 y 2, perdieron la comunicación con la Tierra poco después de abandonar la órbita terrestre sin llegar a transmitir ningún dato significativo de Venus.

Desde la *Venera* 3 hasta la 6, las misiones tuvieron más éxito, siendo las primeras sondas espaciales de la historia en impactar en la superficie (*Venera* 3) de otro planeta, o en analizar la atmósfera de otro planeta (*Venera* 4), la *Venera* 5 y 6 fueron sondas atmosféricas que se dedicaron a analizar la composición de la atmósfera.

La *Venera 7* fue concebida como la primera sonda que realizaría un aterrizaje en la superficie de Venus, esta sonda usaría una serie de paracaídas para reducir la velocidad durante la entrada en la atmósfera. Sin embargo, estos paracaídas fallaron cerca de la superficie, haciendo que la cápsula descendiera los últimos metros en caída libre, impactando en la superficie a unos 17 metros por segundo. A pesar de impactar en la superficie a esta velocidad, la sonda sobrevivió, llegando a transmitir los primeros datos acerca de la superficie de Venus. Los primeros datos que transmitieron fueron de la temperatura de la superficie, unos 465°C y la presión, mayor de la esperada, de aproximadamente 90 atmósferas [5].

La *Venera 8* fue una misión similar a la anterior, la *Venera 7*, que incluyó un mayor número de equipos de investigación científica. Aterrizó de acuerdo con cómo había sido diseñado y transmitió datos durante casi una hora.

De la misión 9 a la 12 del proyecto *Venera* se intentó fotografiar la superficie del planeta, además de tomar datos para la investigación y el análisis del planeta. Las primeras fotos de la superficie las consiguieron hacer la *Venera 9* y la 10, siendo las primeras imágenes de la historia recibidas desde la superficie de otro planeta [5].

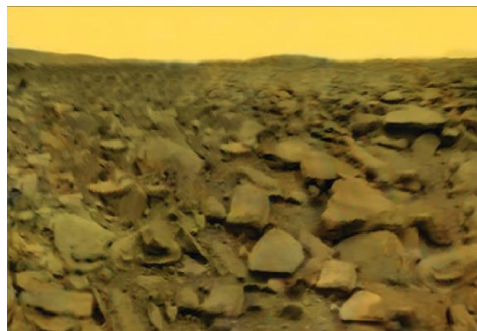


Imagen 29. Superficie de Venus fotografiada por la misión Venera.

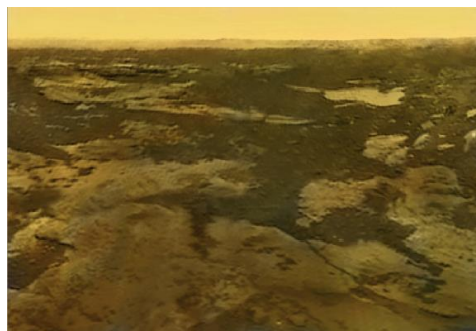


Imagen 30. Superficie de Venus fotografiada por la misión Venera.

Posterior a estas, se enviaron nuevas sondas asociadas a este programa, con el mismo objetivo de aterrizar en la superficie del planeta para analizar e investigar su atmósfera, clima, temperatura, geología... A medida que se fue avanzando en el envío de sondas, también se avanzaba en la tecnología, incluyendo en las últimas sondas lanzadas del programa *Venera* radares para penetrar en las densas nubes de Venus.

El sistema de aterrizaje de estos programas soviéticos, muy similar para las sondas cuyo objetivo era alcanzar la superficie, se componía de un sistema de paracaídas similar al usado en las misiones de Marte, dos paracaídas de frenado y tres paracaídas principales que se

abrieron a 63 kilómetros de la superficie hasta una altura de 55 kilómetros, en el que se cortaban los hilos que unían estos paracaídas a la sonda.

Adicionalmente, era de vital importancia la disipación de calor, ya que, en una atmósfera como la de Venus en la que la superficie podía llegar a encontrarse a 485°C, las temperaturas alcanzadas durante la entrada al planeta, debido a la fricción generada podían alcanzar temperaturas insoportables para los equipos científicos en su interior. Esta disipación se logró mediante un sistema de protectores de calor con forma de semiesferas huecas en cuyo interior se encontraban los equipos científicos [2].

La atmósfera de Venus tiene una densidad mayor que cualquier planeta que se hubiera investigado hasta la fecha, por tanto, para el acercamiento final a la superficie, una vez se hubieran cortado los cables que unían la sonda con los paracaídas, solo era necesario un freno aerodinámico con forma de disco que iría reduciendo la velocidad gradualmente hasta que la sonda llegara a la superficie a unos 25 kilómetros por hora.

Para este impacto final sobre la superficie del planeta, el sistema poseía un sistema de amortiguadores para evitar que los equipos de su interior sufrieran grandes daños al impactar a esa velocidad.



Imagen 31. Fotografía de la sonda Venera

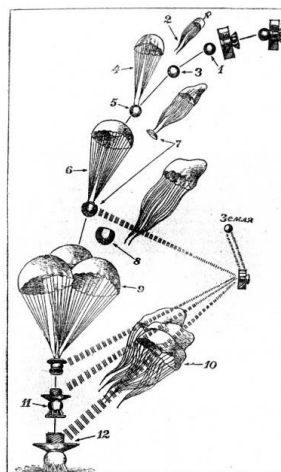


Imagen 32. Fases del aterrizaje de la sonda Venera.

Las misiones *Venera* fueron las pioneras en la exploración de este planeta, sin embargo, poco después del fin de la carrera espacial, Venus suscitó un gran interés en las comunidades científicas de todo el mundo, por ejemplo, en la NASA, que comenzó a planificar misiones orbitales de investigación, así como sus propias sondas de aterrizaje. Entre los principales proyectos de esta agencia destacan: la *Pioneer Venus*, en 1978; la *Magallanes*, en 1990; o la planificación en un futuro de la *Venus In-Situ Explorer*, un explorador del tipo Rover que aterrizaría sobre la superficie [2].

Por parte de otras agencias espaciales destacan las misiones: *Venus Express*, de la Agencia Europea Espacial (ESA); o la *Akatsuki*, de la Agencia de Exploración Aeroespacial Japonesa (JAXA).

La mayoría de estas misiones eran de exploración orbital de Venus, es decir, las sondas se quedarían en la órbita de Venus analizando desde el espacio la atmósfera y las características del planeta que permitieran los equipos instalados. Sin embargo, alguna de estas misiones, como la *Pioneer Venus*, sí que hicieron un intento de enviar sondas a la superficie del planeta.

Esta última misión, se componía de dos conjuntos: la sonda orbital, lanzada el 20 de mayo de 1978, que transmitiría datos de la atmósfera de Venus hasta que se quedara sin combustible y entrara en la atmósfera siendo desintegrada en el proceso; y 4 sondas atmosféricas cuyo objetivo no era sobrevivir en la superficie, sino adquirir datos y realizar experimentos en la caída que realizarían en su entrada a la atmósfera [10].

Estas cuatro sondas atmosféricas se dividían en tres sondas pequeñas y una más grande que realizaría más experimentos durante su entrada. Las sondas tuvieron diferentes puntos de entrada en la atmósfera por lo que los lugares en los que aterrizaron difieren mucho unos de otros, repartidos por casi todo un hemisferio.

- Descenso de la sonda grande: [10]

Previo a la entrada en la atmósfera, se comienza el encendido de la batería y el receptor de radio, cuyas transmisiones a la Tierra comenzaran 22 minutos antes de la entrada a la atmósfera, poco después de las primeras transmisiones de radio, se inician las unidades científicas que realizaran sus experimentos durante la estancia en la atmósfera. A 200 kilómetros de la superficie, la sonda entra en la capa más exterior de la atmósfera y comienza sus pruebas.

Una vez iniciados los equipos, 38 segundos después de la primera entrada, se despliegan los paracaídas y se separa el escudo de calor frontal que ha protegido la sonda cuando alcanzaba el pico de calor máximo en la entrada a la atmósfera. Posteriormente, a una altura de 47 kilómetros de la superficie, se cortan los cables que unían la cápsula con los paracaídas, descendiendo esta con único disco de frenado aerodinámico hasta la superficie del planeta, donde la temperatura es de cerca de 470°C, debido al descontrolado efecto invernadero que se produce en este planeta y la presión es de cerca de 100 veces la de la Tierra.

El corte de los cables del paracaídas se produce para acelerar la caída a través de la densa atmósfera cercana a la superficie, si a lo largo de este descenso no se separaran los paracaídas de la cápsula, el calor que se produciría destruiría la cápsula antes de que llegara a la superficie.

La sonda grande impactaría la superficie de Venus a una velocidad de 36 kilómetros por hora.

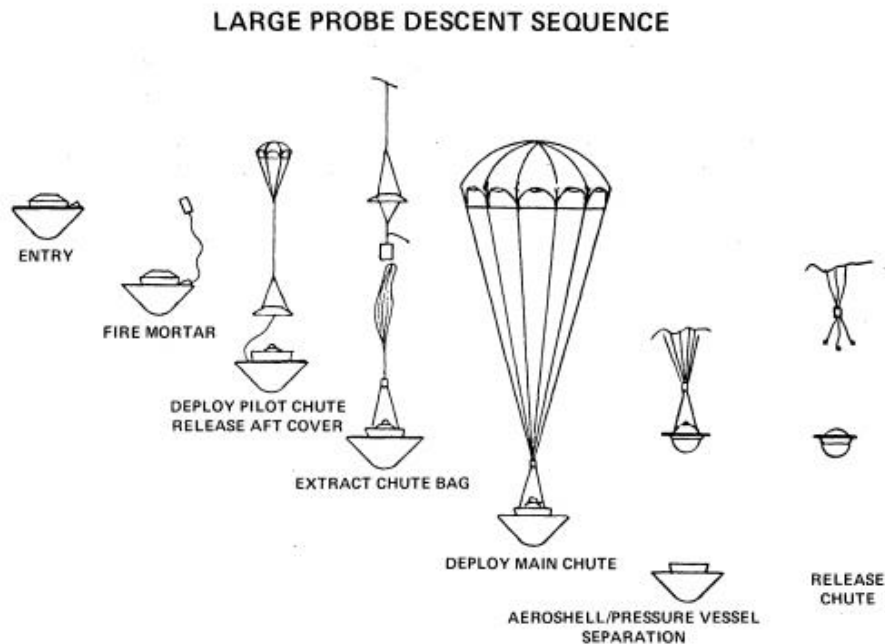


Imagen 33. Secuencia de descenso de la sonda grande.

- Descensos de las sondas pequeñas [10]

Al igual que con la sonda grande, las sondas pequeñas encienden sus comunicaciones y equipos previamente a su entrada a la atmósfera, para que estén a pleno rendimiento a la hora de llevar a cabo los experimentos durante el descenso.

Con el objetivo de que estas tres sondas se dispersen por todo el hemisferio de Venus, se imprimen diferentes velocidades de rotación, que, posteriormente, haciendo uso de una serie de contrapesos, se reducen para facilitar el estudio atmosférico por parte de las sondas.

Al contrario que con la sonda grande, estas tres sondas no tienen ningún tipo de paracaídas para decelerar su caída, y el escudo protector de calor no se desprende tras soportar el pico de calor máximo, se queda unido a la sonda incluso cuando aterrizan en la superficie.

Debido a la densa capa atmosférica de este planeta, las sondas impactan a unos 36 kilómetros por hora en la superficie aproximadamente 55 minutos después de su entrada en la atmósfera.

Al igual que la sonda grande, estas sondas tampoco están diseñadas para sobrevivir al impacto con la superficie de Venus.

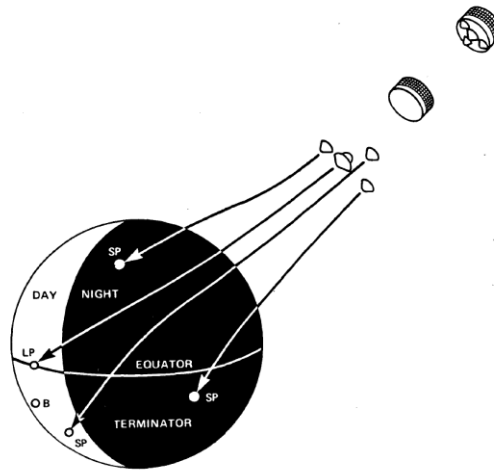


Imagen 34. Lugares donde aterrizaron las sondas sobre Venus.

A pesar de que ninguna de las sondas estaba diseñada para sobrevivir al impacto con la superficie, una de las sondas pequeñas, la que cayó en la parte en la que era de día en el planeta, siguió transmitiendo datos hasta casi cerca de una hora después de aterrizar.

2.2.4 Titán

La luna más grande de Saturno, Titán, es el único cuerpo espacial del Sistema Solar en el que se ha demostrado la existencia de líquido en su superficie, así como la única luna con atmósfera propia. Por este motivo, ha suscitado un gran interés en la comunidad científica y su exploración e investigación ha sido de gran prioridad.

Descubierta en 1655 por el astrónomo holandés Christiaan Huygens, Titán es la segunda luna más grande del Sistema Solar, solo por detrás de Ganymede (luna de Júpiter). Fue observada en la época más actual por las sondas *Voyager* en 1980 y 1981. Específicamente, la sonda *Voyager 1* realizó una trayectoria especial para el estudio de este satélite, lo cual permitió un análisis más exhaustivo de la composición de la atmósfera, densidad, o temperatura de la misma. Sin embargo, debido a la alta densidad atmosférica fue imposible tomar fotos directas de la superficie, aunque posteriormente, realizando retoques digitales en las fotos tomadas por la *Voyager 1*, se apreciaron zonas más oscuras y más claras a las que se llamó Xanadu y Shangri-la [2].

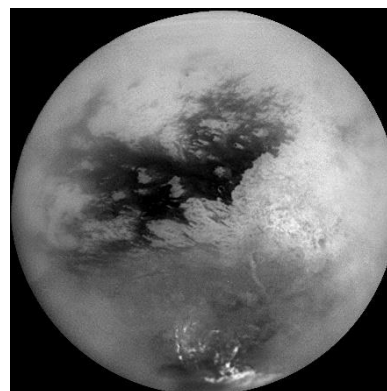


Imagen 35. Imagen de Titán donde se aprecian las zonas más oscuras y las más claras.

En octubre de 1997, habiendo suscitado mucho interés en la comunidad científica, se decidió llevar a cabo una misión conjunta por parte de la NASA y la Agencia Espacial Europea (ESA), denominada Cassini-Huygens en honor al descubridor del satélite holandés y a Giovanni Cassini, un astrónomo italiano que también realizó grandes descubrimientos relacionados con Saturno, como la división de sus anillos o 4 de sus satélites [2].

El objetivo de esta misión era la exploración de Saturno y sus anillos, así como de sus múltiples satélites. Realizar fotografías de buena calidad de los mismos para la elaboración de mapas o la composición de la geología de estos satélites eran parte de estos objetivos.

La misión se componía de un conjunto con el mismo nombre de la misión, *Cassini-Huygens*, el propósito de la sonda Cassini era el de investigación de Saturno y sus satélites y anillos, mientras que el de la sonda Huygens era el de aterrizar en la superficie de Titán para una investigación más exhaustiva del único cuerpo del Sistema Solar además de la Tierra con líquido en su superficie.

El conjunto alcanzó la órbita de Saturno en Julio de 2004, posteriormente, en diciembre de ese mismo año, la sonda *Huygens* se desacopló del conjunto para iniciar su descenso a la superficie de Titán, aterrizando en la misma el 14 de enero de 2005. La sonda *Cassini* por su parte, sigue orbitando en la actualidad Saturno entre su atmósfera y sus anillos interiores. Sin embargo, está planeada su desintegración al entrar en la atmósfera de Saturno el 15 de septiembre de 2017.



Imagen 36. Representación de la sonda Huygens.

El aterrizaje de la sonda Huygens se llevó a cabo haciendo uso del método de los paracaídas, aprovechando la existencia de atmósfera y su densidad. La serie de eventos que sucedió fue la siguiente: [5] [13]

1. El 14 de enero de 2005 a las 06:51 (Central European Time) se inicializaron los instrumentos científicos de la sonda que hasta ese momento habían estado apagados para evitar un consumo innecesario de batería durante el trayecto hasta Titán.
2. Posteriormente, a 1270 kilómetros de la superficie, la sonda *Huygens* alcanzaba la capa más superficial de la atmósfera de Titan.

3. La atmósfera de Titán redujo la velocidad de la sonda hasta unos 400 metros por segundo, cuando esta detectó que la altitud era de unos 180 kilómetros hasta la superficie, desplegó el primer paracaídas. Este paracaídas es el más pequeño de la sonda y el objetivo que cumple es el de desacoplar el escudo protector de calor que realizó su función en la entrada a la atmósfera, cuando se alcanzó el mayor pico de calor.
4. Al mismo tiempo que el escudo se desacopla, también lo hace el paracaídas, que da paso al paracaídas principal, el mayor de la sonda.
5. En este momento, en el que la sonda caía con el paracaídas principal, se realizaron las mediciones y experimentos que se planearon hacer durante el descenso. Al mismo tiempo, se realizó una panorámica del lugar de aterrizaje.
6. A una altura de aproximadamente 125 kilómetros sobre la superficie el paracaídas principal se desenganchó de la sonda dando lugar a uno nuevo más pequeño. El motivo de este cambio es debido a que un paracaídas tan grande como el principal frenaría demasiado a la sonda en su descenso, quedándose incluso sin batería antes de llegar a la superficie.
7. Cerca de los 60 kilómetros de altitud respecto a la superficie, la sonda comenzó a usar su propio radar de proximidad para detectar la altitud y pasó a controlar los instrumentos científicos basado en la distancia que le separaba de la superficie.
8. A partir de esta altura, la sonda registró datos de la atmósfera, tomando muestras de la misma para su análisis. Poco tiempo después, la sonda alcanzaría la superficie a una velocidad de unos 17 kilómetros por hora.



Imagen 37. Secuencia de descenso de la sonda Huygens



Imagen 38. Fotografía de la superficie de Titán

En un principio, no se sabía si la sonda *Huygens* realizaría su aterrizaje en uno de los múltiples lagos de hidrocarburos líquidos de su superficie, o en suelo sólido. Finalmente, la sonda aterrizó en suelo sólido, pudiendo realizar alguna conexión desde la superficie del planeta hacia la sonda *Cassini* y posteriormente retransmitida hasta la Tierra.

2.2.5 El asteroide Itokawa

El asteroide Itokawa fue el objetivo de la primera misión espacial cuyo objetivo era el de aterrizaje en un asteroide, recogida de muestras y posterior vuelta a la Tierra para su análisis. Esta misión se llevó a cabo haciendo uso de la sonda *Hayabusa* de la JAXA (Agencia Exploración Aeroespacial Japonesa).

El objetivo de esta misión era el del análisis, utilizando los instrumentos de la Tierra de los componentes del polvo de un asteroide, así como el estudio de la densidad del mismo, composición...

El asteroide escogido, el Itokawa realiza su órbita alrededor del Sol entre la Tierra y Marte. Para su investigación por parte de la sonda *Hayabusa*, esta se ajustó a la órbita que realiza el mismo alrededor del Sol.

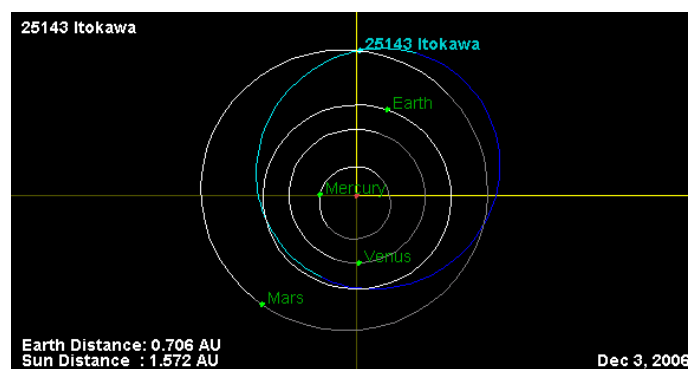


Imagen 39. Órbita del asteroide respecto al Sol.

La sonda *Hayabusa* despegó de la Tierra el 9 de mayo de 2003, y llegó a las inmediaciones del asteroide en septiembre de 2005. Lo primero que realizó fueron una serie de fotos del asteroide, posteriormente se situó a unos 7 kilómetros del mismo, lo cual se consideraba una posición de seguridad. Para el acercamiento a *Itokawa* y durante el descenso, se hicieron uso de los motores de iones que poseía la sonda, estos motores basan su funcionamiento en la aceleración de iones por medio de electricidad, sin embargo, solo

pueden funcionar en el espacio y la potencia que generan es muy baja, por lo que no debe haber ninguna resistencia que se oponga al movimiento. Este tipo de motores son muy útiles en el caso de acercamiento a satélites, ya que cumplen todas las condiciones para su uso [2].

La sonda poseía un pequeño módulo de aterrizaje llamado MINERVA, el propósito de la misión es que la sonda se acercara a una distancia muy cercana y dejara caer este módulo, que este tomara muestras de la superficie y después la sonda lo recogería para realizar su vuelta a la Tierra. Sin embargo, hubo un fallo en la realización de esta misión ya que, el 12 de noviembre de 2005, se dio la orden para su aterrizaje, en el transcurso de la llegada de este mensaje hasta la sonda, esta última detectó que estaba peligrosamente cerca del asteroide por lo que reguló su altura automáticamente, aumentándola. Cuando la orden llegó y el módulo de aterrizaje se separó de la sonda, esta se encontraba a mayor altura de la esperada de la superficie del satélite y el módulo se desacopló de la sonda cayendo al espacio [11].

A pesar del contratiempo del módulo de aterrizaje, la sonda estaba preparada también para una toma de muestras del asteroide, por lo que el 19 de noviembre de 2005, la sonda inició su descenso hasta el asteroide para una recogida de muestras de la superficie del asteroide. La serie de eventos que tuvieron lugar durante este aterrizaje fue la siguiente: [11]

1. La madrugada del 19 al 20 de diciembre, la sonda se posicionó a 1 kilómetro de distancia de la superficie del asteroide, y comenzó su descenso hasta una altura de aproximadamente 54 metros, esta fase se realizó a una velocidad aproximada de 12 centímetros por segundo. Al ser una asteroide de una masa no muy grande, este poseía muy poca atracción gravitatoria, por lo que el descenso se hizo en su mayor parte gracias a los motores de iones que tenía la sonda.
2. Una vez llegada a esta altura sobre el asteroide, la velocidad se reducía a 3 centímetros por segundo hasta una altura de 35 metros en la cual se cambiaba la medida de la altitud, que hasta entonces se hacía con un altímetro láser, y posteriormente con un telémetro láser.
3. A partir de esa altitud, debido a la imposibilidad de mantener una comunicación en directo con la Tierra, la sonda controlaba la altitud, grado de inclinación o velocidad de forma automática, regulándolo siempre gracias a los motores de iones de la sonda.
4. A 17 metros de la superficie, la sonda se dejó caer en una breve caída libre siendo controlada automáticamente por ella misma dejándose llevar por la inercia y la pequeña gravedad generada por el asteroide.
5. A continuación, en el registro oficial de los eventos sucedidos, la sonda aterrizó en la superficie del asteroide, quedándose en el mismo durante cerca de 30 minutos. Sin embargo, en el directo del aterrizaje, la sonda sufrió un fallo por el que pareció que se quedaba a 10 metros de la superficie durante 30 minutos por razones sin justificar, viendo que podría tratarse de un fallo se decidió abortar el aterrizaje para llevarlo a cabo en otro momento.
6. Una vez se restablecieron las comunicaciones en la siguiente ventana que hubo disponible se descargaron y analizaron los datos que proveyó la sonda

sobre ese descenso, confirmando que, efectivamente, la sonda había aterrizado en la superficie del asteroide.

7. Posteriormente la sonda puso rumbo a la Tierra, con las muestras recogidas del asteroide para su análisis aquí. Aterrizó en Australia el 13 de junio de 2010.

2.2.6 El cometa 67P/Churyumov-Gerasimenko

El cometa 67P que orbita alrededor del Sol, fue el objetivo de la misión *Rosetta*, que incluía un conjunto de un orbitador, llamado igual que la misión, y un módulo de aterrizaje, llamado *Philae*. La misión *Rosetta* consistía en el aterrizaje por parte del módulo *Philae* en la superficie del cometa para el análisis de las propiedades del mismo: campo magnético, gravedad, composición... Este estudio se realizaría desde la Tierra con los datos transmitidos desde el módulo *Philae*.

La misión comenzó con el despegue del conjunto el 2 de marzo de 2004 por parte de la Agencia Espacial Europea (ESA), ayudándose de impulsos gravitacionales de Marte y dos asteroides alcanzó el cometa *67P/Churyumov-Gerasimenko* el 6 de agosto de 2014 y se situó en una órbita similar a la de *67P* que variaba de 10 a 30 kilómetros del cometa [2].

Las maniobras para su aterrizaje en el cometa comenzaron el 12 de noviembre de 2014, con el módulo *Philae* separándose de la sonda *Rosetta*. Sin embargo, el propulsor del módulo no funcionaba a la hora de realizar el desacoplamiento, este propulsor sería el encargado de proporcionar el empuje necesario al módulo para su llegada a la superficie del cometa.

A pesar de este contratiempo, se decidió continuar la misión confiando en que la gravedad generada por el cometa fuera suficiente para un aterrizaje seguro [12].

1. El módulo se separó de la sonda a 20 kilómetros de altitud sobre la superficie del cometa, y realizó un descenso usando solo la gravedad que duró 7 horas alcanzando la superficie a una velocidad de 1 metro por segundo.
2. Una vez había llegado a la superficie, el módulo sufrió un fallo en el despliegue de los arpones que estaban diseñados para amarrarlo al cometa. Este fallo provocó que la sonda no se anclara bien y rebotara en la superficie.
3. Tras rebotar, el módulo ascendió a una velocidad de unos 38 centímetros por segundo hasta una altura de aproximadamente 1 kilómetro. Debido al efecto de la gravedad, volvió a descender y rebotó una segunda vez casi 2 horas después del primer contacto.
4. De este segundo rebote, salió con menos velocidad, de aproximadamente 3 centímetros por segundo, hasta una altura de 20 metros, aterrizando definitivamente 6 minutos después.

El módulo no quedó en la posición idónea para realizar su trabajo, ya que el lugar definitivo de aterrizaje era un lugar rocoso parcialmente a la sombra, por lo que los paneles solares del módulo no recibían toda la luz solar que se había planificado. Adicionalmente, de los 10 instrumentos científicos que llevaba a bordo el módulo, solo funcionaron 8 al final del

aterrizaje. Además, no quedó en una superficie plana, sino que el módulo se encontraba inclinado cerca de 30° sobre la superficie [12].

A pesar de todos estos contratiempos, el módulo *Philae* fue capaz de realizar varias funciones de investigación sobre la superficie del cometa cuyos resultados fueron transmitidos a la Tierra para su análisis.

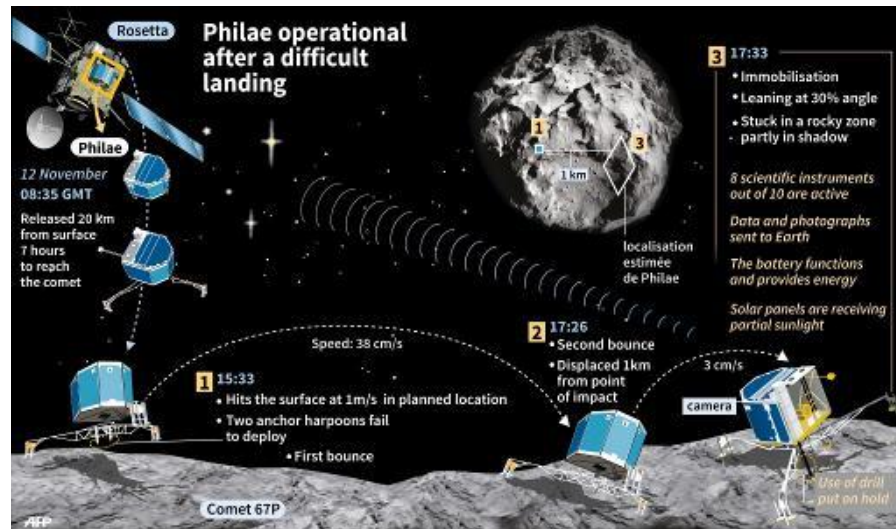


Imagen 40. Secuencia de aterrizaje de la sonda en el cometa.

3 Método de los elementos finitos.

3.1 Definición:

El método de los elementos finitos (MEF) consiste en la creación de un modelo matemático para realizar un cálculo de una situación real, con la ventaja de la facilidad en la adaptación de este modelo frente a un prototipo, cuya modificación resultaría más costosa. De todas maneras, el método de los elementos finitos es un método aproximado de cálculo, ya que se basa en unas hipótesis básicas. Para una definición más acorde a la realidad, lo más efectivo continúa siendo crear un prototipo, con la diferencia de que, tras la aplicación de este método, el número de prototipos a crear se reduce, siendo el primero muy parecido a la situación real que quiere estudiarse.

El método consiste en la división del modelo real en un número finito de “elementos” cuyo comportamiento se define según la reacción de los “nodos”, estos “nodos” son puntos característicos de los “elementos” que los separan de sus “elementos” adyacentes.

El funcionamiento del método de los elementos finitos, por tanto, consiste en la discretización de un cuerpo de la naturaleza, cuyo comportamiento se estudiará a través de la interpolación del comportamiento de los “nodos”. En definitiva, se trata de una aproximación de los valores de una función a través del conocimiento de un número de puntos.

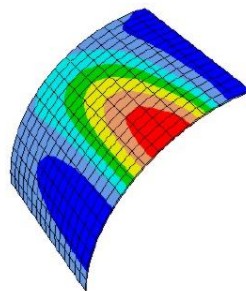


Imagen 41. Imagen de una placa sometida a un estudio por elementos finitos.

3.2 Funcionamiento

El principio en el que se basa el funcionamiento del método de los elementos finitos es el de la energía potencial mínima. En un sólido elástico, de todos los campos de desplazamiento cinéticamente admisibles, aquellos correspondientes al equilibrio, hacen extremo el valor de la Energía Potencial Total.

$$\Delta \Pi = \delta(U + V) = 0$$

Donde:

Π es la energía potencial total del sistema.

U el potencial de las fuerzas internas, o energía de deformación elástica.

V el potencial de las fuerzas externas.

Es decir, un sólido alcanza un equilibrio estable cuando el valor de la energía potencial es mínimo.

Haciendo uso del principio de la energía potencial de las fuerzas externas e internas, se alcanza la ecuación:

$$K \cdot D = F$$

Donde:

K es la matriz de rigidez global.

D es el vector global de desplazamientos.

F es el vector global de fuerzas.

Siendo K un valor normalmente conocido, así como algunas de las fuerzas generadas en el conjunto, quedando como incógnita los desplazamientos, bien hallados gracias a la ecuación o bien definidos por las condiciones de contorno existentes.

Las condiciones de contorno impuestas al diseño son, muy a menudo, necesarios para su resolución, debido a que, para un mismo valor de cargas nodales, los nodos pueden adquirir distintos valores de posiciones en el espacio. Una vez definidas las condiciones de contorno del diseño, la ecuación previamente descrita se reduce, quedando un sistema reducido.

$$K^{red} \cdot D^{red} = F^{red}$$

Al ser las incógnitas las presentes en el término D^{red} , la ecuación a resolver queda de la siguiente manera:

$$(K^{red})^{-1} \cdot F^{red} = D^{red}$$

3.3 Método de uso

3.3.1 Discretización

Para hacer uso del método de los elementos finitos, es necesario seguir un orden específico en su aplicación. En el primer paso, se define la geometría junto a las propiedades de los materiales que lo componen, esta definición es necesaria para una aplicación correcta del método en sus pasos posteriores. En la definición de la geometría y propiedades también se incluye la información proporcionada sobre las cargas aplicadas en el modelo, así como las condiciones de contorno que componen el mismo.

Una vez establecida esta definición del modelo, el siguiente paso, y esencial para su resolución, es la división en elementos finitos o discretización del modelo. A mayor número de elementos sobre los que realizar el estudio, mayor precisión se obtendrá en los resultados del mismo, sin embargo, también acarreará una mayor complejidad y mayor tiempo requerido, tanto humano si se realiza el estudio a mano como de procesado por ordenador, si se hace uso de un programa de elementos finitos.

Para una elección adecuada al modelo, normalmente el criterio básico que se sigue es el de la elección de un mayor número de nodos y de elementos en las zonas más críticas, aquellas que concentran tensiones, por ejemplo.

3.3.2 Realización del cálculo

Para la resolución del problema se llevan a cabo las operaciones necesarias, gracias a las mismas, se hallan las matrices de rigidez locales, que se corresponden a cada uno de los nodos. Posteriormente, una vez halladas estas, se unen para dar lugar a la matriz de rigidez global (K). Conocidas las cargas nodales aplicadas en los nodos, así como las condiciones de contorno del diseño del modelo, el problema que se ha de resolver es el de un cálculo matricial, teniendo en cuenta siempre si se trata de una análisis dinámico o estático, así de como su linealidad o no linealidad.

En el caso de un problema no lineal, la mayor diferencia que se presenta es la de la aplicación de las fuerzas, ya que en un problema de estas características presenta incrementos en el valor numérico de aplicación de fuerzas. Un sistema similar se usa en los problemas dependientes del tiempo, definidos como una sucesión de instantes, muy cercanos en el tiempo, en los cuales se plantea el equilibrio de manera independiente.

3.3.3 Análisis de resultados

Una vez realizados los cálculos y alcanzado unos resultados, el siguiente paso del proceso es la interpretación de los mismos. En ocasiones, para una organización de los mismos, cuando el diseño a analizar es muy complejo, se hace uso de un software adicional que representa los resultados ayudándose de una serie de gráficas que hacen mucho más fácil su interpretación.

3.3.4 Softwares de elementos finitos

Como se ha comentado anteriormente, a menudo se hace uso de Softwares capaces de realizar problemas mediante el método de elementos finitos para ayudarse con la organización de los resultados o para realizar el cálculo de manera automática.

Algunos de estos programas que usan el método de los elementos finitos (MEF) podrían ser: ABAQUS, ANSYS o Creo Parametrics.

Para la realización del trabajo de simulación de una cápsula de exploración espacial rodeada de Airbags durante la fase de aterrizaje en Marte, se hará uso del software ABAQUS. A continuación, se realizará una descripción más detallada del uso del método de los elementos finitos en ABAQUS, así como las herramientas que este Software tiene para la simulación de este tipo de problemas.

3.4 Introducción a ABAQUS

El programa ABAQUS es un software de ordenador de análisis de elementos finitos e ingeniería de diseño el cual se compone de cinco subproductos principales:

- Abaqus CAE: es un software usado tanto para la modelización como para el análisis de componentes mecánicos o conjuntos, así como de visualización de los resultados.
- Abaqus Standard: es un software que emplea la tecnología de elementos finitos para resolver problemas dinámicos o estáticos en los que es necesaria una solución fiable y realista.
- Abaqus Explicit: es un software de ABAQUS cuyo principal uso se da en los impactos dinámicos a alta velocidad, como el choque de un coche o el estudio sobre la balística.
- Abaqus CFD: es el software usado para las simulaciones realizadas sobre la dinámica de fluidos.
- Abaqus Electromagnetics: es la vertiente del software de Abaqus, que al igual que CFD con la dinámica de fluidos, se emplea para los problemas relacionados con el electromagnetismo.

3.5 Interfaz de ABAQUS

La interfaz de Abaqus sobre la que se va a trabajar y realizar el modelo del sistema de capsula y airbags se compone de los siguientes elementos: “Part”, “Property”, “Assembly”, “Step”, “Interaction”, “Load”, “Mesh”, “Optimization”, “Job”, “Visualization” y “Sketch”. A continuación, se procede a detallar las funciones principales de estos módulos:

- Módulo “Part”:

En este módulo se define y crea la geometría del conjunto que se pretende analizar, la manera más eficiente de definir este conjunto es la de hacerlo de manera simple, ya que, al no tratarse este software de un software de diseño, las piezas que se pueden diseñar no deben acarrear mucha complejidad.

Sin embargo, existe la posibilidad de importar piezas más complejas de programas de diseño específicos para realizar el análisis sobre ellas.

- Módulo “Property”:

En él se introducen las propiedades mecánicas (densidad, módulo de elasticidad, coeficiente de Poisson...) de los materiales a utilizar, así como los tipos de secciones que se usarán.

- Módulo “Assembly”:

En este módulo se ensamblan las partes del modelo para su posterior mallado e implementación de restricciones y cargas.

- Módulo “Step”:

En este módulo se introducirán los valores de los parámetros de tiempos de actuación de las cargas.

- Módulo “Interaction”

En este módulo se asignarán las “constraints” necesarias, es decir, se asegurará de que las partes que hemos unido en el módulo “Assembly”, trabajen conjuntamente y no cada una por separado bajo la acción de las cargas que se aplicaran en el módulo “Load”.

- Módulo “Load”:

En este módulo se aplicarán las cargas y empotramientos a los que estará sometido el análisis.

- Módulo “Mesh”:

Como último paso del pre-proceso, se realizará el mallado de la estructura, consistente en la división de la estructura en nodos más pequeños y resolverlos de manera individual para dar una solución conjunta.

- Módulo “Job”:

En esta fase del análisis se resolverá las ecuaciones planteadas en el preproceso y se llevará a cabo el ensamblaje de la matriz de rigidez.

- Módulo “Visualization”:

En este módulo se podrá comprobar cómo reacciona la estructura a las diferentes cargas impuestas, así como se procederá al análisis de resultados haciendo uso de las gráficas generadas.

Aparte de estos módulos principales, hay módulos como el de “Optimization” o el de “Sketch” que no serán usados en la realización del trabajo.

4 Análisis de resultados

4.1 Introducción

El trabajo se plantea como un proceso iterativo de mejora continua en la optimización del diseño de un sistema de airbags para una cápsula con forma tetraédrica durante el proceso de aterrizaje en la superficie de Marte.

Este proceso iterativo se realizará mediante el software ABAQUS CAE de análisis de elementos finitos y visualización de resultados. Se procederá a una serie de diseños visualizando en cada uno de ellos como responden los elementos de la cápsula y los airbags a las distintas aceleraciones, energías, fuerzas... con el objetivo de ir reduciéndolas hasta que se ajusten a los límites permitidos

4.2 Fases de un aterrizaje con airbags

El uso de un sistema de airbags en los aterrizajes espaciales se utiliza en los últimos metros principalmente, en el acercamiento final que se produce a la superficie del planeta. Los pasos previos al despliegue de este sistema son:

- Reducción de velocidad por parte de la cápsula que transporta al rover de exploración en su interior, esta disminución de velocidad se puede lograr bien gracias a un sistema de paracaídas, bien al uso de cohetes a retropropulsión o bien una combinación de ambos.
- Una vez la cápsula alcanza cierta altura, normalmente detectada por un altímetro o detector láser de altitud, los airbags se hinchan, rodeando la cápsula con la configuración o el diseño escogidos.
- Completado el hinchado de los airbags y alcanzada una velocidad y altura previamente especificadas, el conjunto de la cápsula que contiene al rover junto con los airbags que la rodean se desengancha del sistema de paracaídas si estaba haciendo uso de uno o bien deja de usar los cohetes de retropropulsión que aminoraban su acercamiento a la superficie del planeta.
- El conjunto entra en una fase de caída libre en la que la única fuerza actuante sobre el mismo es la fuerza de la gravedad generada por el planeta.
- Posteriormente, alcanza la superficie, rebotando una serie de veces dependiendo del terreno en el que impacte y finalmente parándose.
- Una vez completada la fase de aterrizaje, se deshinchaban los airbags y se abren los paneles de la cápsula para que el rover realice sus labores de investigación.

4.3 Diseño del conjunto

Al tratarse de un estudio en el que irán variando el diseño de los airbags, en la descripción del diseño del conjunto se omitirá la explicación de cada una de las configuraciones de los airbags, que se comentaran con mayor detalle más adelante.

En el diseño del conjunto, los elementos que se repetirán en todas las configuraciones es la cápsula, que tendrá la misma forma y características en todos los diseños; la superficie marciana o la manera de crear los airbags y asignarles algunas de sus propiedades.

4.3.1 Cápsula

La cápsula tendrá forma de tetraedro, de acuerdo con las especificaciones del trabajo, y estará compuesta por un material elástico isotrópico con módulo elástico de $E=2,1$ GPa y coeficiente de Poisson $\nu = 0,3$.

En las especificaciones del diseño de la cápsula se definió que la masa debía de ser de 500 kg mientras que el volumen de la misma debía de ser de aproximadamente un metro cúbico. La fórmula que define el volumen de un tetraedro es:

$$V = \frac{\sqrt{2}}{12} \cdot arista^3$$

Generando una cápsula con una arista de 2,07 metros, el volumen resultante es de 1,05 metros cúbicos. Para obtener la masa propuesta, se define una densidad de 476,2 kg/m³.

Para generar la geometría de esta cápsula en el software ABAQUS, se hace uso del módulo "Part".

El primer paso es crear la estructura, eligiéndose para ella las propiedades básicas del diseño, que se tratará de una estructura modelada espacialmente en 3D, de un tipo Deformable, sólida creada a partir de una extrusión. El tamaño aproximado de la malla donde se va a crear carece de importancia ya que el programa ajustará nuestro diseño automáticamente, aunque para mantener una cierta concordancia con las dimensiones, daremos un tamaño aproximado de 5.

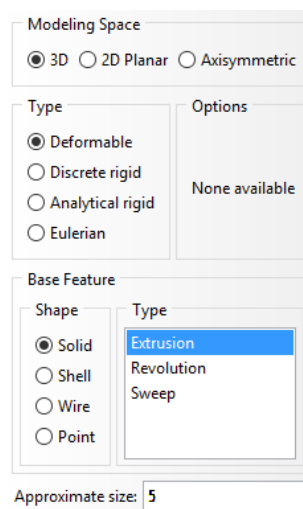


Imagen 42. Menú para la creación de piezas.

Una vez escogidas estas opciones, automáticamente se abre una ventana en la que se diseñará la geometría la cual se extruirá:

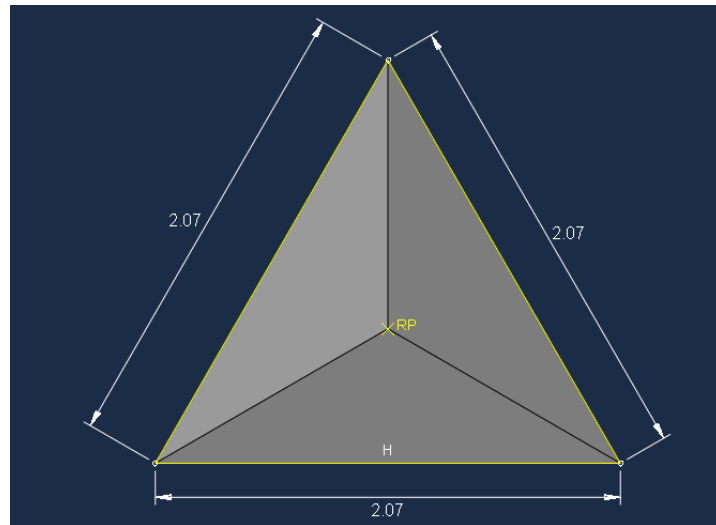


Imagen 43. Boceto de la cápsula.

En el menú de extrusión, ya que se debe de crear un tetraedro regular, se incluirá un ángulo de extrusión. Comúnmente, si no se usa ningún ángulo de extrusión, esta se generará a 90° del boceto dibujado. Incluyendo este ángulo, se consigue que no se genere la extrusión perpendicularmente al boceto sino “abriendo” o “cerrando” el sólido en cuestión.

Para el caso del trabajo, se procederá a una extrusión con ángulo de -19.4128° y profundidad de 2.

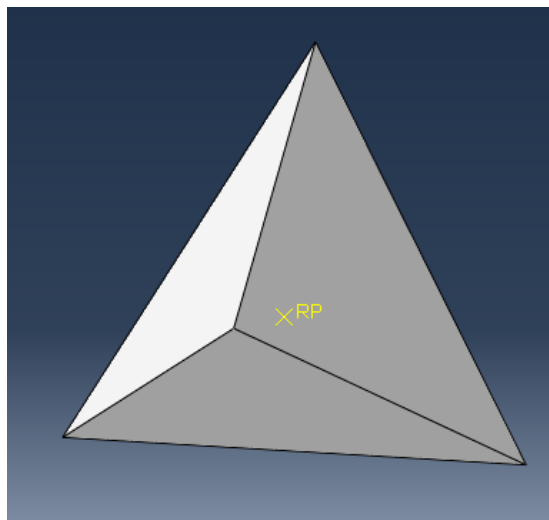


Imagen 44 Imagen de la cápsula extruida.

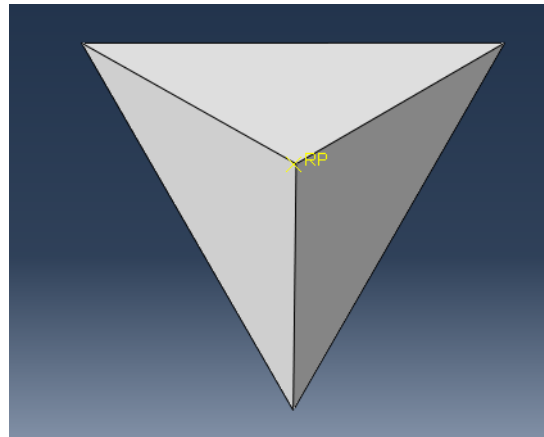


Imagen 45. Imagen de la cápsula extruida.

El proceso de creación de la cápsula se repite en todos los diseños que se van a llevar a cabo, así como su asignación de propiedades. Estas propiedades se definen en el siguiente módulo, llamado “Property”:

En esta fase del diseño de la cápsula, los pasos a seguir son los de creación de un material, generación de un tipo de sección, asignación del material creado a la sección y, por último, asignación de esta misma sección, ya con las propiedades del material definidas, al diseño creado en el módulo “Part”.

El primer paso es la creación de un material, haciendo uso del comando “Create Material” se introducen las propiedades de: densidad del material, en la pestaña de “Density” en el menú de “General”; y el módulo de elasticidad y coeficiente de Poisson, introducido en la pestaña “Elastic” dentro del menú “Elasticity”.

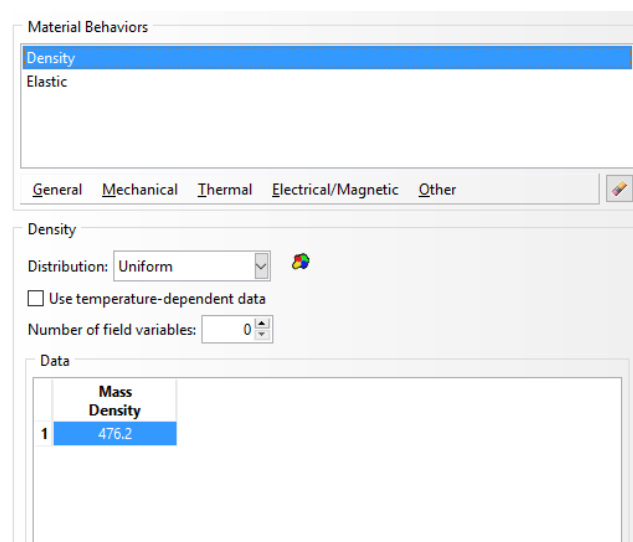


Imagen 46. Menú para asignación de propiedades a los materiales.

Posteriormente es necesario crear una sección coincidente con el diseño creado de la cápsula. Para ello, haciendo uso del comando “Create Section” se selecciona el tipo sólida y homogénea para la cápsula, una vez seleccionadas estas opciones, se asigna el material creado previamente a esta sección que se acaba de definir.

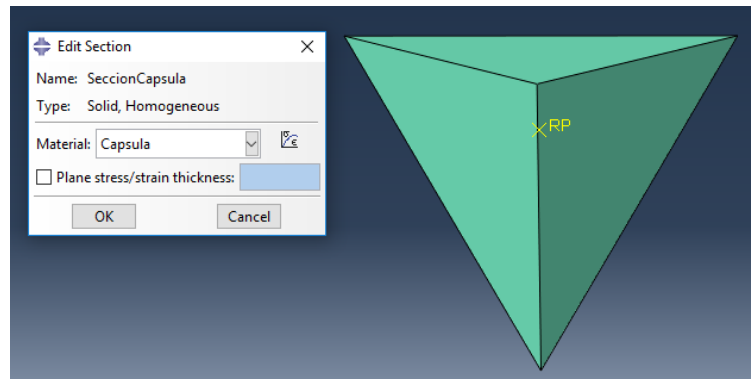


Imagen 47. Asignación de material a la sección.

El último paso del módulo “Property” es la asignación de la sección definida en el paso previo al diseño generado en el módulo “Part” con el comando “Assign Section”, el proceso es muy sencillo: seleccionamos la sección creada y la región a la que queremos asignarla, en este caso, toda la cápsula.

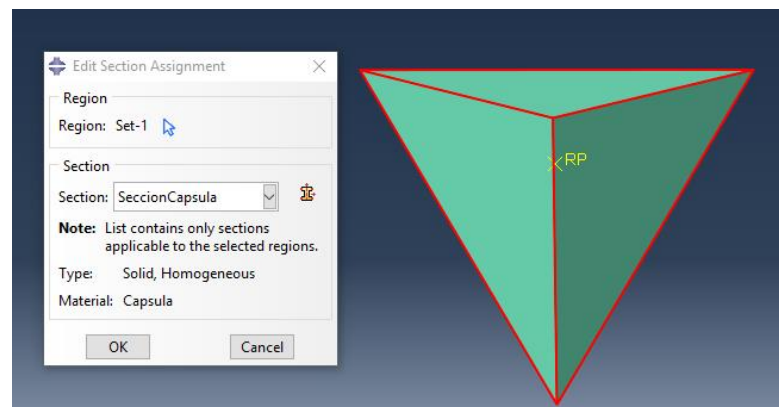


Imagen 48. Asignación de la sección a la cápsula.

Como comprobación visual de que el proceso se ha llevado a cabo correctamente, la estructura de la cápsula a la cual ha sido asignada una sección se torna de un color verde, como se puede observar en las imágenes 60 y 61.

Los últimos procesos que se llevan a cabo únicamente en la cápsula es el de definición de restricciones en el módulo “Interaction” y el mallado de la misma en el módulo “Mesh”, el resto de procesos se van a llevar a cabo dependiendo del diseño de la estructura de los airbags o bien de forma conjunta con la cápsula y los airbags.

Existe una restricción que se debe imponer solamente a la cápsula, la que define a la misma como un cuerpo rígido e indeformable. Esta propiedad se asigna en el módulo “Interaction” en el comando de “Create Constraint”, en la pestaña que se muestra se selecciona el tipo de restricción que queremos crear, en este caso, “Rigid body”. Después, se muestra una ventana en la que se deberá seleccionar el cuerpo al que queremos asignar esta restricción (la cápsula en nuestro caso), así como un punto de referencia que se ajuste al centro de masas.

Para crear este punto de referencia en el centro de masas, se puede hacer uso de la herramienta “Query” del menú “Tools” en el módulo “Part”. Dicha herramienta proporciona información sobre el diseño, administrando datos tales como: número de

nodos y elementos, distancia entre puntos, ángulo entre aristas... La opción que se escoge para este objetivo es la de “Mass properties”, para la muestra de datos, se escoge toda la región de la cápsula. El resultado muestra tanto la masa del conjunto (aproximadamente 500 kg) como las coordenadas del punto de centro de masas del sólido.

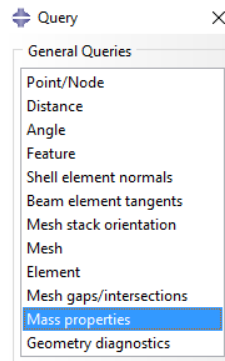


Imagen 49. Menú del comando “Tools”.

Mass: 499.40
Center of mass: 0.702, 3.90, 0.424

Imagen 50. Masa y coordenadas del centro de masas de la cápsula.

Con las coordenadas conocidas respecto al origen, se crea un punto de referencia con la herramienta “Create Datum Point”, esta herramienta tiene muchas opciones para crear un punto de referencia, pero de la que se hará uso esta vez será la de introducir las coordenadas, ya que son conocidas (ver imagen 63). Una vez realizado este proceso, se muestra el punto de referencia creado (ver imagen 64) denominado “RP”.

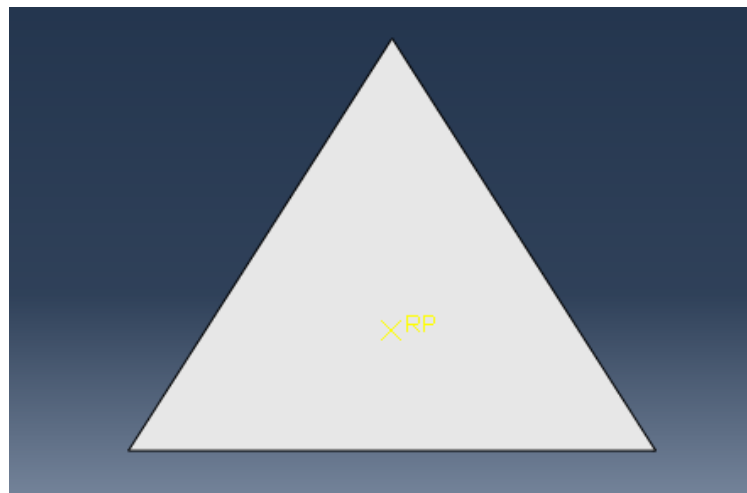


Imagen 51. Situación del punto de referencia en la cápsula.

Obtenido este punto, se puede continuar con la definición de la restricción del módulo “Interaction”. En la ventana que se había mostrado para escoger el cuerpo y el punto de referencia, haciendo uso de la flecha azul para ambos casos, se selecciona la región de la cápsula entera y el punto de referencia creado respectivamente, activando la opción de que el punto de referencia creado actúe como centro de masas del sólido seleccionado.

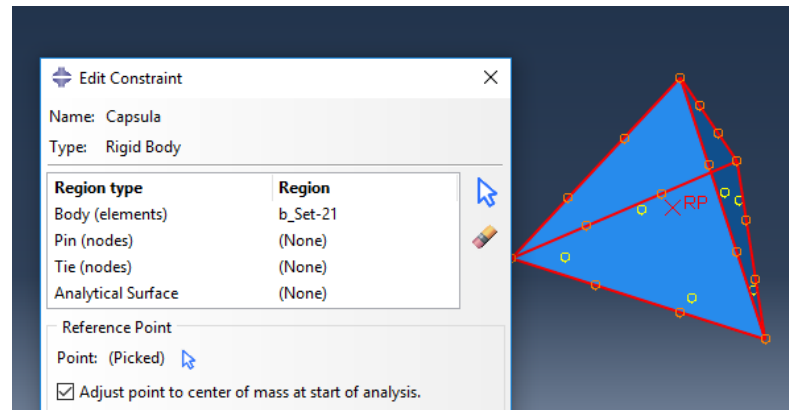


Imagen 52. Asignación de la interacción de sólido rígido.

Por último, el mallado de la cápsula se realiza de forma individual, no junto al conjunto de airbags. Para poder realizarse de esta manera, es necesario que en el módulo “Assembly”, donde se sitúan todas las piezas creadas en sus posiciones finales, la cápsula sea generada con la opción “Dependent (Mesh on Part)” marcada.

Habiendo seleccionado esta opción, se puede escoger en el módulo “Mesh” la opción de mallar en “Part” en vez de en “Assembly”, es decir, mallar por separado cada pieza generada (Part) o mallarlas en el conjunto (Assembly). Para la cápsula, se escoge la opción de mallarla por separado.

El mallado se realiza con elementos del tipo C3D8R, que son asignados de forma automática cuando se malla seleccionando el comando “Mesh Part”. Visualmente, si se ha realizado de forma correcta, se observa la generación de un mallado de la cápsula homogéneo en color azul, con elementos bien definidos

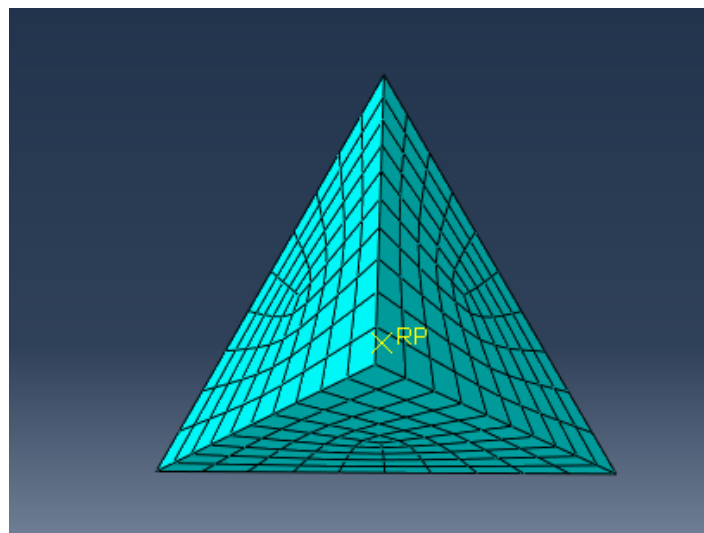


Imagen 53. Mallado de la cápsula.

4.3.2 Superficie de Marte

La superficie de Marte se genera para simular el suelo donde rebotará el conjunto de airbags hasta finalmente quedar parado sobre la misma. Esta superficie debe de ser mucho mayor en cuanto a dimensiones que las del conjunto airbag-cápsula, ya que, previa a su detención completa sobre la superficie, el conjunto rebotará múltiples veces de forma aleatoria (dependiendo del terreno con el que impacte) y puede que se detenga a una distancia del lugar previsto de aterrizaje mucho mayor de lo esperado. Como dato, la misión *Pathfinder*, que hizo uso de este sistema de airbags para aterrizar, posterior a su primer impacto, tardó cerca de dos minutos en detenerse completamente a una distancia de aproximadamente un kilómetro del mismo.

Por estos motivos, la superficie de Marte se diseña como una superficie circular de 500 metros de radio (1 kilómetro de diámetro). El método para crearla es haciendo uso nuevamente del comando “Create Part” en el módulo “Part”. Esta superficie se diferencia de los demás conjuntos generados en que es la única de tipo “Analytical Rigid”, esto quiere decir que no es necesario que sea mallado y que un único punto de referencia de la superficie es el que define las condiciones de contorno para toda la superficie, lo cual facilita el cálculo y ahorra tiempo de procesado. Asimismo, el tipo “Analytical Rigid” se usa en los casos que van a tener alguna interacción por contacto, como es el caso, ya que en esta superficie rebotará el conjunto múltiples veces, esta interacción se definirá más en detalle más adelante.

Una vez seleccionado el tipo de superficie, la opción para el boceto que se escoge es la de “Revolved Shell”, con un tamaño aproximado de 1000.

El boceto que se generará ahora, debido a las opciones marcadas, usará un eje de revolución para generar la superficie final, por lo que solo es necesario crear una línea desde el eje de revolución hasta la distancia requerida (en el caso del trabajo, 500 metros).

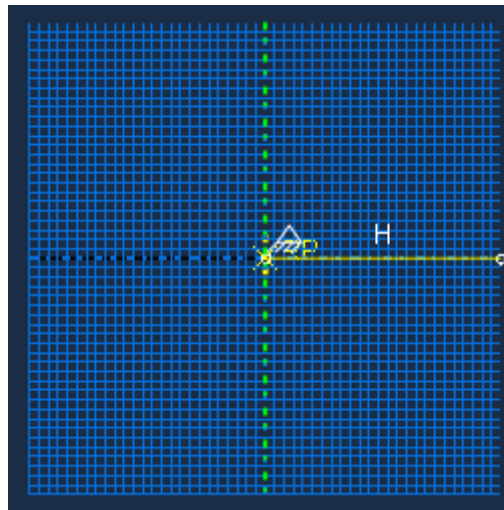


Imagen 54. Boceto de la superficie de Marte.

No es necesario establecer el ángulo de revolución, ya que automáticamente genera una superficie con esa sección a lo largo de 360°.

Como se ha definido anteriormente, es necesario definir un punto de referencia en la superficie que gobierne todo el movimiento y las condiciones de contorno de la misma.

Haciendo uso de la herramienta del menú de “Tools” llamada “Reference Point” se escoge el centro de la superficie para que actúe como punto de referencia.

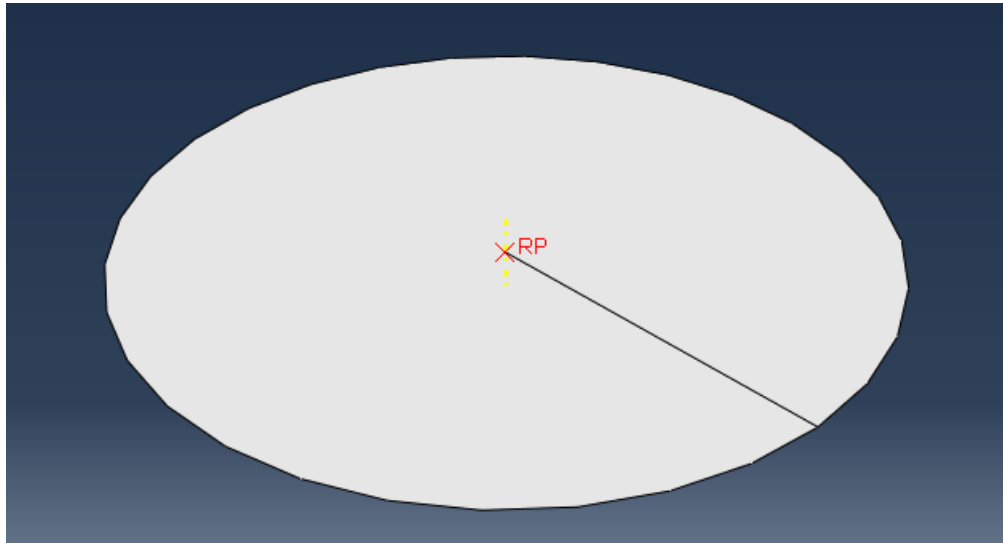


Imagen 55. Punto de referencia de la superficie de Marte.

Adicionalmente, es necesaria la creación de una superficie que posteriormente será necesaria para la definición de las restricciones de contacto a las que está sometido el suelo marciano.

Para generar esta superficie, una manera de hacerlo es recurriendo al mismo menú que se usa para crear los puntos de referencia, sin embargo, en esta ocasión se usa la opción “Surface” dentro de la cual seleccionamos crear una nueva. Se le asigna un nombre a la superficie a crear (en el caso del trabajo, el nombre escogido ha sido “Suelo”). Después se ha de seleccionar la región de la cual se requiere crear la superficie, en nuestro caso, el suelo marciano.

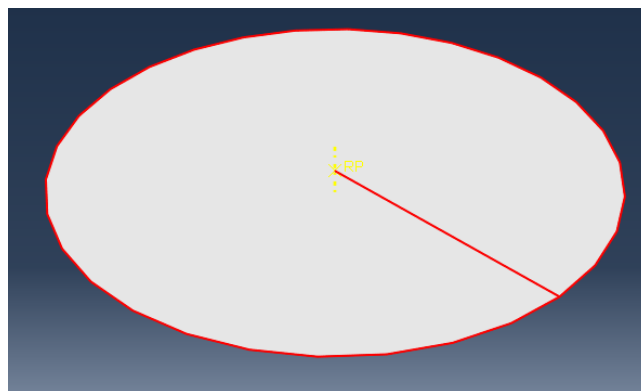


Imagen 56. Creación de la superficie sobre la “Part” creada.

Seleccionada la región, da la opción de definir la superficie: o bien se escoge en la que va a impactar el conjunto airbags-cápsula o bien se escoge la que, en teoría, la normal de la superficie apunta hacia el centro del planeta. La que interesa para el caso del trabajo es la superficie en la que impactará el conjunto, por lo que se selecciona esa misma. Visualmente, la manera de diferenciarlas es mediante un sistema de colores generado automáticamente por ABAQUS.

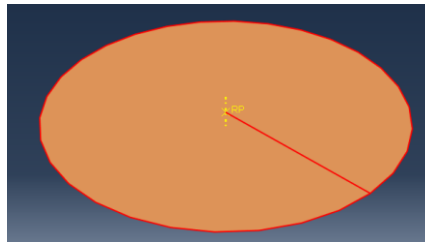


Imagen 57. Vista superior de la superficie de Marte.

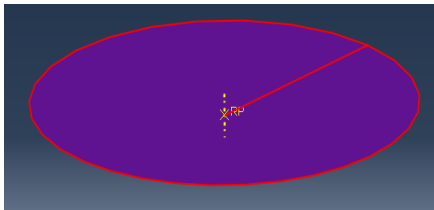


Imagen 58. Vista inferior de la superficie de Marte.

En el caso del trabajo, se selecciona la superficie marrón. Posteriormente en el módulo “Assembly”, se generará esta parte y se moverá y rotará de tal manera que la superficie escogida coincida con la superficie en la que va a impactar la sonda.

El siguiente paso es definir el tipo de contacto que van a tener el resto de conjuntos generados con esta superficie de Marte. Para ello, en el módulo de “Interaction” es necesario definir una propiedad de interacción de contacto, esto se realiza a través del comando “Create Interaction Property” escogiendo el tipo “Contact”.

Escogidas estas opciones, en la nueva pestaña que se abre es posible definir el comportamiento que tendrá la superficie en dirección normal y en dirección tangencial. En el menú “Mechanical” se definen tanto la una como la otra: el comportamiento normal se deja con las opciones que vienen marcadas por defecto, ya que permiten la separación post-contacto con la superficie del conjunto cápsula-airbags; mientras que el comportamiento tangencial se modifica de la opción marcada “Frictionless” a “Penalty”, con un coeficiente de fricción de 0,2. Esta modificación define un coeficiente de fricción con la superficie del planeta cuyo objetivo es el de disipar la energía, porque si no tuviera esta fricción, la sonda podría deslizarse sin detenerse sobre la superficie del planeta.

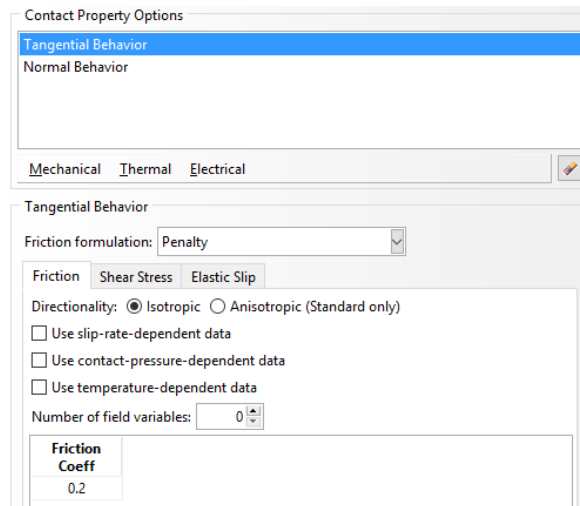


Imagen 59. Parámetros de la propiedad asignada al suelo de Marte.

Creada esta propiedad, es necesario asignarla a la superficie de Marte. Este proceso se lleva a cabo con el comando “Create Interaction”, escogiendo la opción de “General Contact (Explicit)” en el “Step” inicial. Si previamente se ha definido la propiedad de contacto de la superficie, aparecerá automáticamente en la casilla de asignación de propiedades globales, si no se ha realizado ese paso, se puede crear esa propiedad desde esa misma ventana.

El resto de parámetros se dejan las opciones marcadas por defecto, especialmente importante es el de la selección de pares de superficies, ya que “All* with self”, que es la que finalmente se escoge, incluye todas las creadas en el conjunto, lo que quiere decir que actúa tanto sobre los airbags como sobre la cápsula como sobre la propia superficie del suelo marciano, el objetivo de esta opción es que el conjunto no atraviese la superficie durante la simulación o que esta no se colapse.

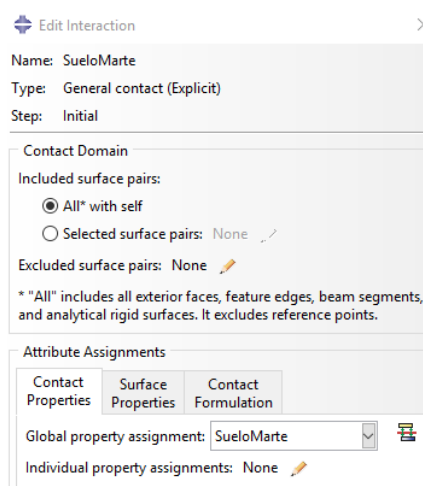


Imagen 60. Interacción de la superficie con el resto de piezas.

Como último paso en la definición del suelo de Marte, es necesario establecer una condición de contorno que limite el movimiento de esta superficie, que ha de permanecer fija a lo largo de toda la simulación. Esto se realiza utilizando el comando “Create Boundary Condition”, que se encuentra en el módulo “Load”.

La condición que vamos a imponer es de tipo mecánica, y limitará los desplazamientos y rotaciones de toda la superficie, por lo que escogemos las opciones que se corresponden a esta definición en el menú de condiciones de contorno.

Se quiere impedir tanto los desplazamientos en cualquier dirección del eje de coordenadas como las rotaciones, por lo que se seleccionan todas las opciones de desplazamiento y rotación editando la selección del punto de referencia al creado previamente para esta superficie.

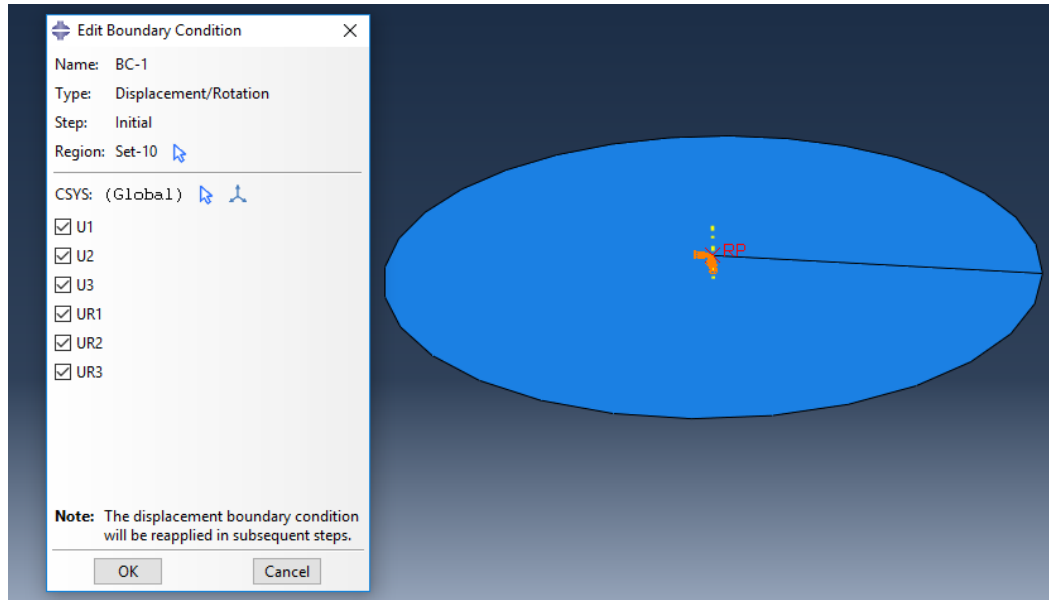


Imagen 61. Opciones a las que limitar el movimiento y la rotación en la superficie de Marte.

Con esta última definición de las condiciones de contorno aplicadas a la superficie se acaba de trabajar con la superficie de Marte, ya que, como se ha explicado anteriormente, no es necesario un mallado de la misma por ser una superficie de tipo analítica rígida (definido en el módulo “Part” durante su creación).

4.3.3 Airbags

El propósito de este trabajo es el de optimizar el diseño de un sistema de airbags a través de un proceso iterativo, por lo que habrá diferentes configuraciones de airbags que se irán explicando más en detalle más adelante. Sin embargo, hay elementos comunes en la definición que todos estos diseños usarán para sus airbags, como el proceso de creación de los mismos o la asignación de algunas de sus propiedades. A continuación, se detallan estas fases del diseño comunes en todos los airbags de todos los diseños.

El primero de todos estos procesos es la creación de los airbags: los airbags del proyecto son carcasas, huecas en su interior, que, al llegar a una determinada altura, se hinchan con ayuda de un gas y deben soportar las deceleraciones, temperaturas o presiones generadas por los sucesivos impactos en la superficie.

El proceso de generación de los mismos es complejo, ya que no se tratan de airbags perfectamente esféricos unidos en un solo punto a la cápsula, sino que se tratan de esferas cortadas por la cápsula a una distancia de su supuesto “polo” que varía en función del diseño (ver imagen 78).

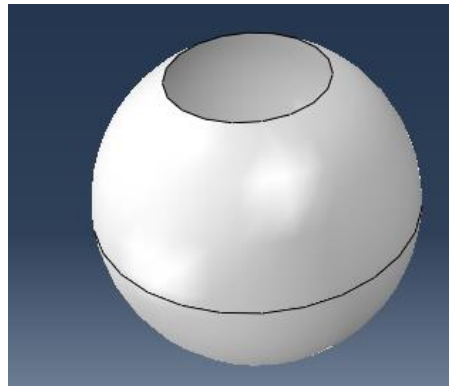


Imagen 62. Airbag cortado

Inicialmente, en el software ABAQUS, se crean esferas completas usando el módulo “Part”, como en los casos anteriores. Se diferencia de la cápsula o del suelo de Marte en que, al seleccionar el comando de “Create Part”, se escoge una forma de tipo “Shell”, es decir, una carcasa o membrana, que se generará a partir de una revolución. Para ser acordes a las dimensiones dadas a la cápsula en el campo de “Approximate Size”, le daremos un valor de 5.

El boceto que se dibuja depende del diseño, cada diseño tendrá un tamaño de airbag diferente, ya que, a medida que se avance en la investigación, mayor complejidad tendrán los diseños, así como mayor número de airbags. Esto implicará una reducción del tamaño de los mismos, ya que la cápsula no varía de tamaño, por lo que los airbags tienen que ser más pequeños cuantos más haya.

Sin embargo, el boceto se dibujará, en su mayor parte, de la misma manera para todos los diseños, únicamente varían los valores. Haciendo uso del comando “Create Arc: Center and 2 Endpoints” se da el valor en primer lugar del centro (siempre centrado en el origen (0,0,0) lo cual facilitará su posterior montaje) y posteriormente dos valores con la misma coordenada en X (nula) y la misma coordenada en Y, pero de signo contrario (la coordenada en Z siempre será nula al estar dibujando un boceto en 2D).

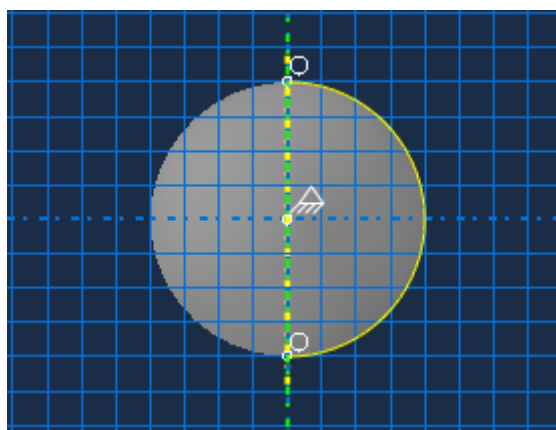


Imagen 63. Boceto del airbag.

Habiendo dibujado este boceto, se selecciona que revolucione el airbag a lo largo de 360° , generando la esfera que sirve como base para las futuras operaciones.

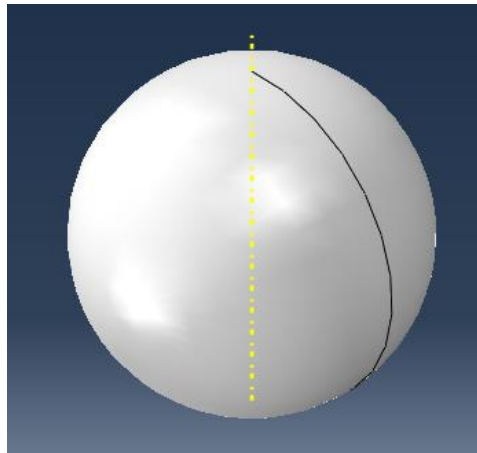


Imagen 64. Esfera base del airbag.

El siguiente paso que se debe realizar es el de corte de la esfera del airbag con la cápsula tetraédrica. Este paso se realiza en el módulo “Assembly”, donde se genera tanto la cápsula como el airbag haciendo uso del comando “Create Instance”, aunque la cápsula se genera como tipo “Dependent” mientras que los airbags se generan “Independent”, para mallarlos bien por separado o en el conjunto posteriormente.

Una vez introducidas estas dos piezas, el airbag se mueve hasta su posición final, que depende del diseño en el que se esté trabajando, haciendo uso de las herramientas de creación de puntos de referencia, creación de planos, proyección de puntos sobre planos, o traslación y rotación de piezas que proporciona el módulo “Assembly”. Una vez alcanzado la posición final, el conjunto airbag-cápsula queda de la siguiente manera (ver imagen 82).

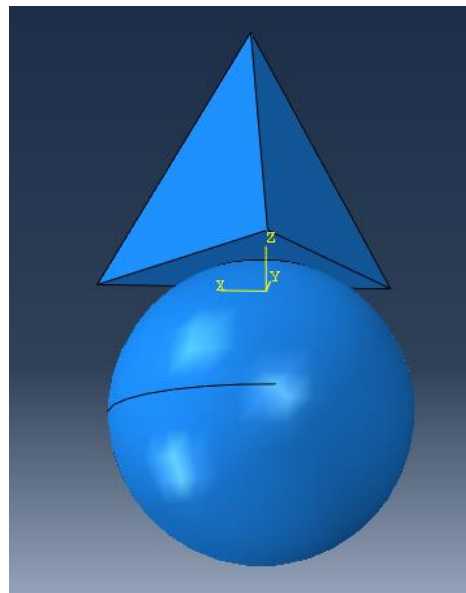


Imagen 65. Unión del airbag con la cápsula.

Como se puede observar en la imagen 82, la cápsula corta al airbag en un punto cercano a su polo. Este corte es necesario que se produzca también en la esfera del airbag, por lo que, seleccionando la opción de “Merge/Cut Instances” y seleccionando el corte de

la geometría suprimiendo las partes originales, se obtiene el airbag cortado (ver imagen 78).

Posteriormente, es necesaria la creación de una tapa con las mismas dimensiones que el agujero creado tras el corte. La creación se realiza de la misma manera que las anteriores, en el módulo “Part” creando una carcasa deformable de tipo “Planar”. El boceto debe ser una tapa circular cuyas dimensiones coincidan con el agujero creado, con el objetivo de taparlo por completo.

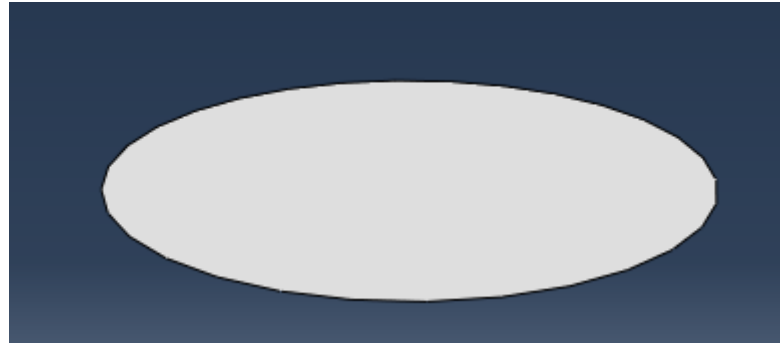


Imagen 66. Tapa del airbag.

Creada la tapa, se introduce en el conjunto a través del módulo “Assembly”, de igual manera que el airbag, se introduce marcando la opción “Independent”. Nuevamente haciendo uso de las herramientas de este módulo de movimiento de piezas, se traslada la tapa a su posición final, cerrando por completo el casquete. Para unir las en una sola pieza, se realiza un “Merge” de las dos, de tal manera que el conjunto generado por casquete esférico + tapa sea una única pieza.

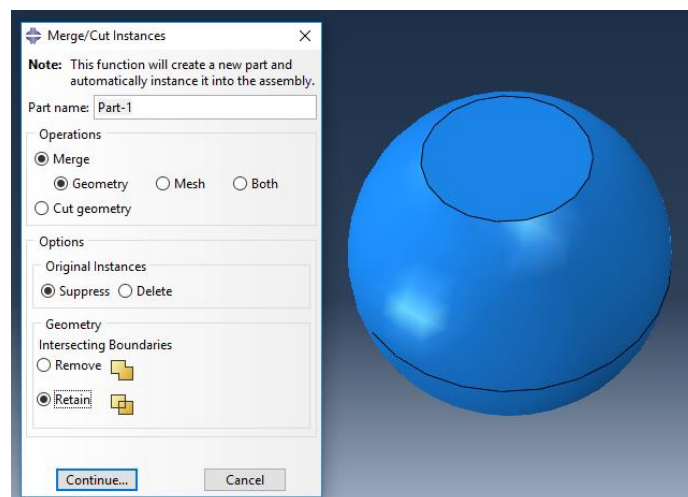


Imagen 67. Unión de la tapa y el airbag cortado.

En este nuevo conjunto generado, es necesario definir una superficie interna para las siguientes operaciones. De igual manera que la generada para la superficie de Marte, en el módulo “Part” para el conjunto generado, seleccionamos la herramienta “Surface” y “Create” del menú “Tools”. Dando un nombre a la nueva superficie, se seleccionan la tapa y el airbag, ya que ambas piezas compartirán una misma superficie interna. Visualmente aparecerán las superficies de marrón o morado, si es necesario dar la vuelta a alguna superficie se realiza usando el comando “Flip a Surface”, una vez son del

mismo color, se selecciona la superficie interna. En el caso de la imagen 86, se definiría la superficie morada.

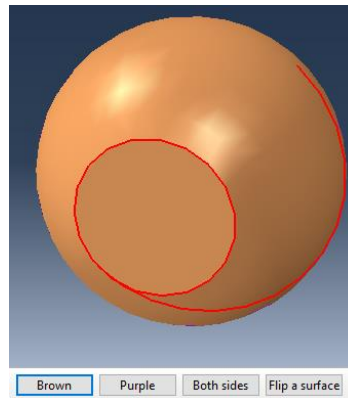


Imagen 68. Creación de la superficie interna del airbag.

Generada la superficie interna del airbag, pasamos al módulo “Property” para asignarle un material al airbag tapado. De igual manera que con la cápsula, se siguen los mismos pasos, siendo el material escogido esta vez para los airbags un tipo especial de caucho definido en el ABAQUS con una densidad y un material hiperelástico de tipo “Mooney-Rivlin”. La densidad es de 1065 kg/m^3 mientras que los coeficientes a asignar en la descripción de hiperelasticidad son: $C10=690000$, $C01=173000$ y $D1=1,45E-008$.

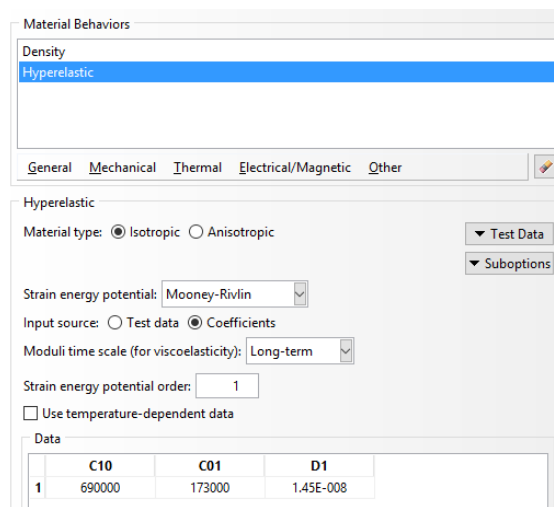


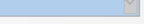



Imagen 69. Asignación de propiedades del airbag.

En la creación de la sección se crea para los airbags una de tipo “Membrane” ya que se trata de una membrana o carcasa, el material que escogemos es el que acabamos de definir y el espesor de la membrana de 1 cm. El resto de las opciones se dejan las escogidas por defecto

Name: SeccionAirbag
Type: Membrane

Material: Airbags 

Thickness
Membrane thickness: ☒ Value: 0.01 
☐ Element distribution: 

Section Poisson's ratio: ☒ Use analysis default
☐ Specify value: 


Options: 

Imagen 70. Asignación del espesor a la sección del airbag.

Creada la sección se asigna esta misma al airbag tapado. De igual manera que con la cápsula, se puede comprobar visualmente la correcta asignación, ya que el airbag adquiere un color verde si han sido bien definidas sus propiedades.

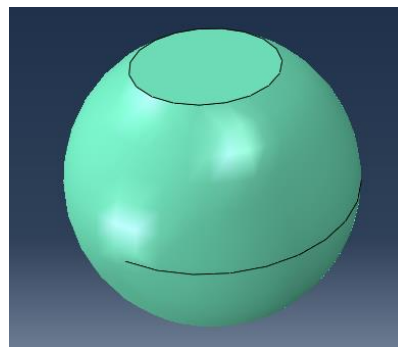


Imagen 71. Airbag correctamente definido.

A continuación, se introducen los airbags en el módulo “Assembly”, este proceso depende íntegramente del diseño que se esté estudiando, ya que habrá diferente número, diferentes configuraciones, diferentes posiciones de colocación final.

Una vez situados todos los airbags en sus posiciones finales, se procede a editar las interacciones a las que estarán sometidas los mismos. En el módulo “Interaction” el primer paso es la definición de la propiedad del interior de los airbags.

En el interior de los airbags se encuentra el gas que se usará para inflarlos (en este caso aire), esta interacción lo que proporciona es una definición de las propiedades de este gas, como su peso molecular (0,02896 kg/mol) o capacidad calorífica del mismo (1000 J/Kg/K= 28,96 J/mol/K).

Name: InteriorAirbag
Type: Fluid cavity

Definition: ☐ Hydraulic ☒ Pneumatic

Ideal gas molecular weight: 0.02896

Molar Heat Capacity
☒ Specify molar heat capacity (Explicit only)
Type: ☐ Polynomial ☒ Tabular
☐ Use temperature-dependent data
Number of field variables: 0

	Molar Heat Capacity
1	1000

Imagen 72. Parámetros del gas en el interior del airbag.

Definida las propiedades del aire del interior de los airbags, se procede a crear una interacción a la que asignar estas propiedades. Se genera una interacción de este tipo por cada airbag, por lo que para todos (independientemente del diseño, geometría o configuración) se deben repetir los mismos pasos.

El primer punto para todas estas interacciones es la creación de un punto de referencia en cada airbag. Nuevamente, como se ha realizado en ocasiones anteriores, se crea un punto de referencia en un punto genérico de la superficie del airbag.

Posteriormente, con el comando “Create Interaction” se selecciona de tipo cavidad fluida, que se corresponde con lo que se quiere definir. A partir de aquí, siguiendo las indicaciones que da ABAQUS, se selecciona el punto de referencia que se acaba de crear, así como la superficie que se creó en el módulo “Part” (ver imagen 86).

En las opciones marcadas, se especifica la presión ambiente para ser 0 ya que la presión atmosférica de Marte es aproximadamente un 0,6% de su valor en la Tierra, por lo que se puede considerar nula para la realización de todas las simulaciones.

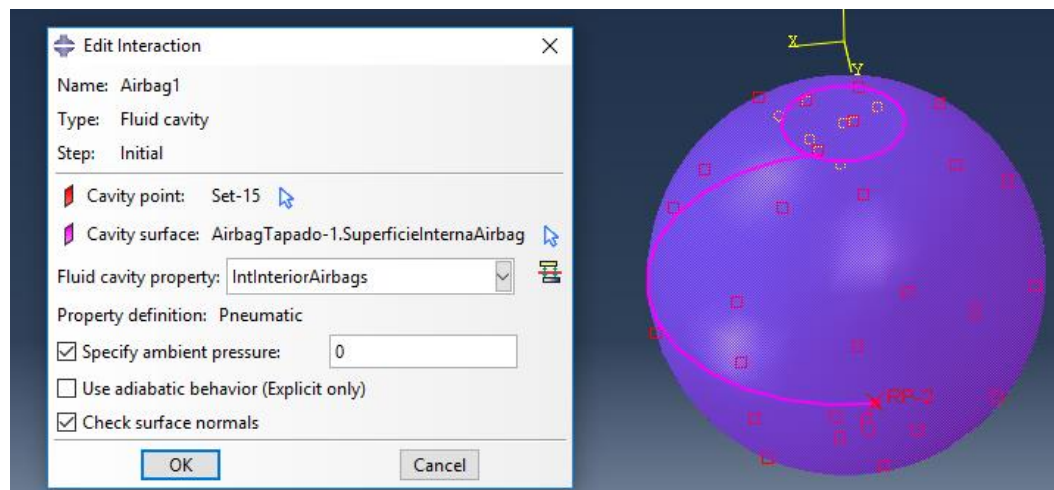


Imagen 73. Asignación de las propiedades del gas al interior del airbag.

La siguiente restricción para estos airbags hace referencia a la unión entre los airbags y la cápsula. Se ha de definir que la superficie de la cápsula está ligada a la superficie de la tapa que cierra el airbag, para ello se hace uso del comando “Create Constraint”. Seleccionando la opción de “Tie” se escoge como superficie “maestra” la cara de la cápsula a la que estemos asignando la restricción y como “esclava” la tapa que cierra el airbag. Esta definición implica que los movimientos, velocidades, aceleraciones... de la cara de la cápsula serán los mismos que los que sufra la tapa y no al revés. El resto de opciones, una vez seleccionado esto, se dejan por defecto, ya que se corresponden al estudio que se quiere realizar.

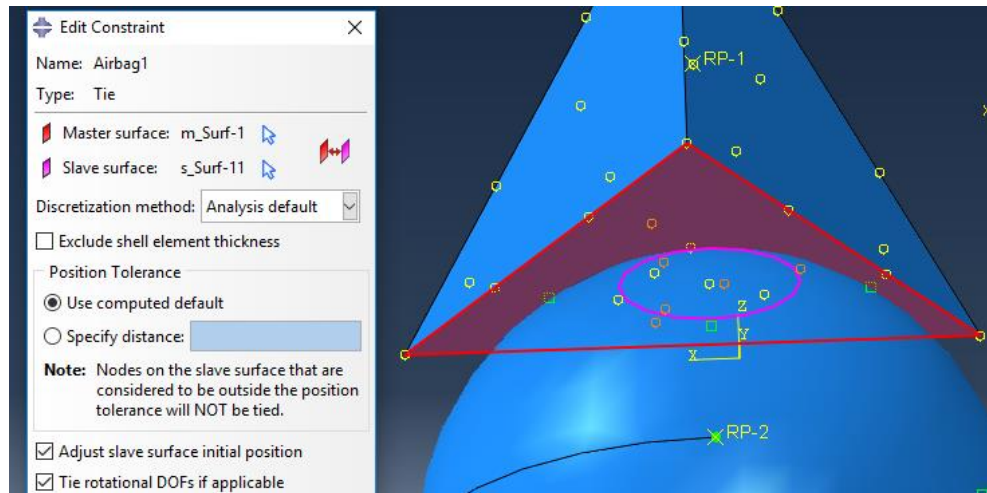


Imagen 74. Unión entre la tapa del airbag y la cara de la cápsula.

El siguiente paso se realiza en el módulo “Load”, en este, se define la presión a la que estará sometido el interior del airbag. Previamente, se han definido las propiedades del gas que encierra, ahora se establece el valor de la presión.

Para ello, se hace uso del comando “Create Predefined Field”, en el cual debemos seleccionar “Fluid Cavity Pressure” en la categoría “Other”. Una vez realizado esto, debemos seleccionar tanto un valor de la presión como el airbag al que queramos asignar este valor. Es importante realizar este paso posterior a los del módulo “Interaction” ya que, si no creamos las interacciones de la imagen 91, no habrá ningún airbag donde elegir para dar un valor a la presión de su interior. Este paso se ha de realizar para cada uno de los airbags de nuestro diseño.

El valor de la presión que se muestra en la imagen 93 es únicamente representativo. El valor de esta presión variará dependiendo del diseño que se esté estudiando en ese momento, con el objetivo de encontrar una presión en el interior que evite que los airbags se rompan tras el primer choque.

El último paso que se realiza en los airbags es el de mallado de los mismos, al igual que en la cápsula, se realiza en el módulo “Mesh”, pero a diferencia de ella, al haber sido creados como “Independent” en el módulo “Assembly”, se mallarán en conjunto y no de manera individual.

El mallado se realiza de la misma forma para cada uno de los airbags del diseño. El primer paso es la asignación de la forma que tendrán los elementos. En este caso, se escoge una forma triangular de los elementos ya que, al probar otro tipo de formas, como cuadrada o similar, no se obtuvieron buenos resultados en el mallado. Para escoger esta forma triangular se hace uso del comando “Assign Mesh Controls”, seleccionando los airbags a los que queremos asignar elementos triangulares, marcamos la opción de “Tri” en la ventana que aparece.

Posteriormente, seleccionada la forma del elemento, se selecciona el tipo de elemento que se va a asignar. En el caso del trabajo, se va a hacer uso de elementos tipo M3D3, un elemento triangular de 3 nodos específico para membranas o carcasas como la de los airbags. Este tipo de elemento se encuentra en la librería explícita de elementos para membranas que tiene ABAQUS.

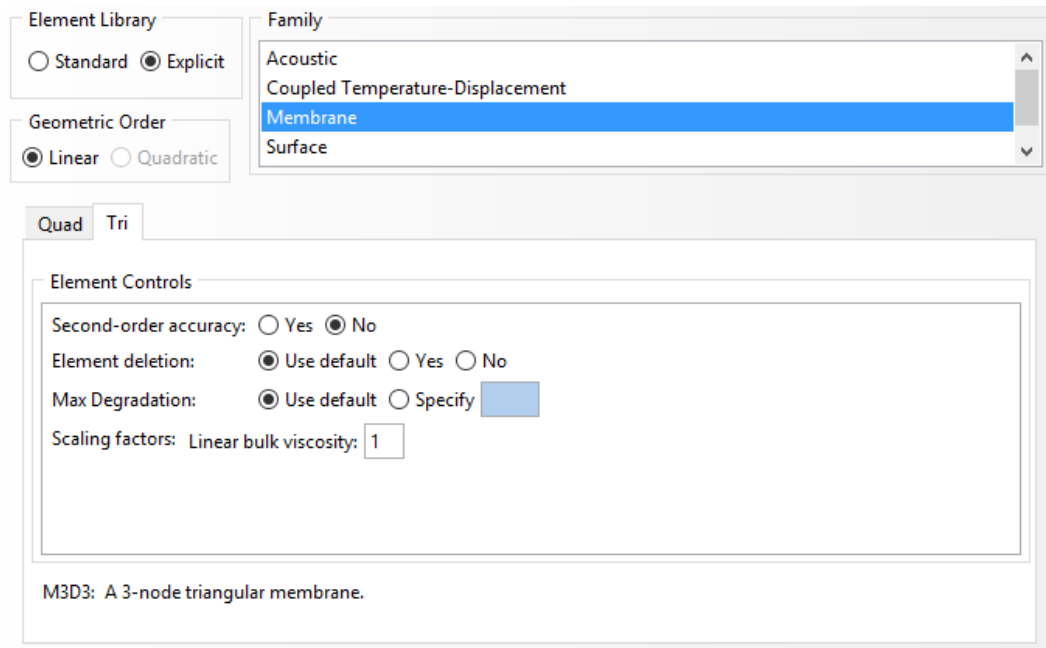


Imagen 75. Opción para escoger para el mallado de los airbags.

El siguiente paso, asignación del tamaño de estos elementos, se realiza con el propósito de simplificar el proceso de cálculo del modelo. Ya que, con unos elementos muy pequeños, es necesario un mayor tiempo de procesado, que puede llegar a alargarse más de lo óptimo. Dependiendo del diseño a estudiar, el tamaño de los elementos variará.

La manera de modificar este tamaño es haciendo uso del comando “Seed Part Instance”, seleccionando los airbags a los que se quiere variar el tamaño de sus elementos y, posteriormente, modificando el valor del campo de tamaño global aproximado al óptimo.

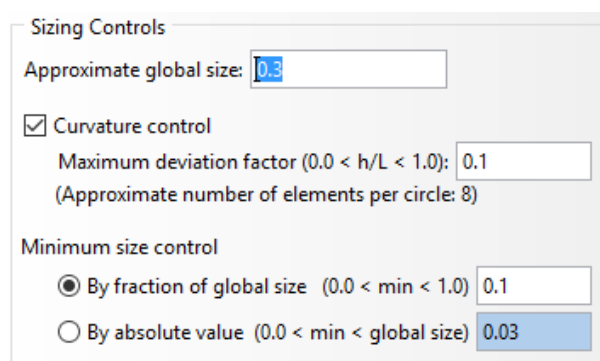


Imagen 76. Tamaño aproximado del mallado.

Una vez realizada la modificación, ya se pueden mallar los airbags, con el comando “Mesh Part Instance” se seleccionan los airbags a mallar y se acepta, quedando los airbags mallados como se puede observar en las imágenes 96 y 97.

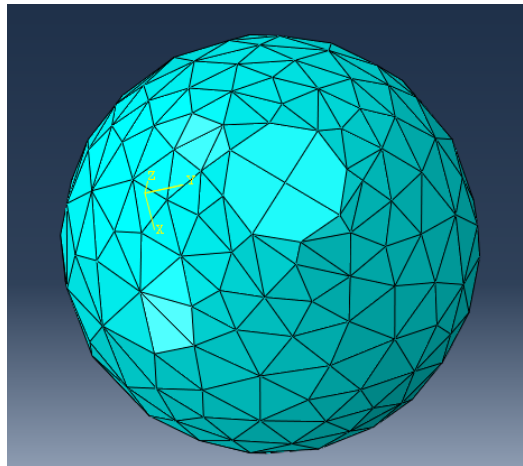


Imagen 77. Mallado del airbag individual.

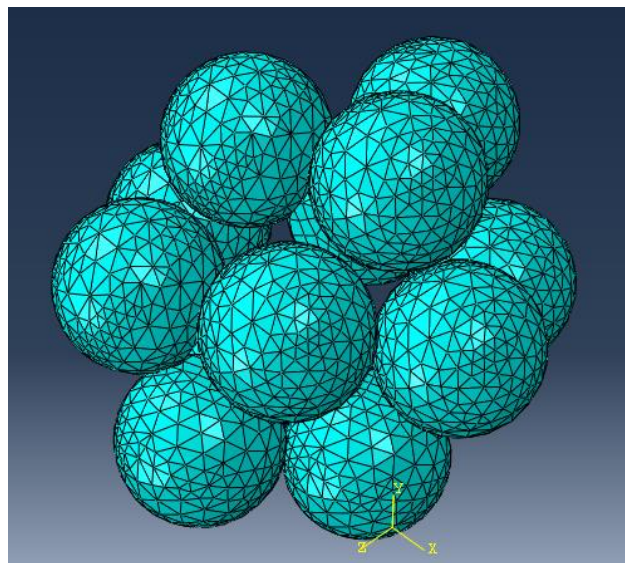


Imagen 78. Mallado de un conjunto de airbags.

4.3.4 Consideraciones generales del diseño

Algunas consideraciones que se deben tener en cuenta tanto en el planteamiento de los modelos como en su introducción al diseño en ABAQUS son las siguientes:

- La temperatura del cero absoluto se considera como $-273,16^{\circ}\text{C}$.
- La constante universal de los gases es $8,3144 \text{ J/mol}\cdot\text{K}$.
- La gravedad de Marte es de $3,711 \text{ m/s}^2$.
- La presión atmosférica de Marte, como se ha comentado antes, tiene un valor cercano al 0,6% del valor de la presión atmosférica terrestre, por lo que para el cálculo mediante el software ABAQUS se supondrá nula.

- El sistema de paracaídas previo al hinchado de los airbags reduce la velocidad de entrada del conjunto en la atmósfera, sin embargo, no es nula cuando finalmente se desengancha de los mismos. Esta velocidad inicial se supondrá de unos 25 m/s para todos los diseños.
- El tiempo en el que se va a llevar el estudio para todos los modelos es de 20 segundos, un tiempo para el que la mayoría de los diseños a estudiar ya están completamente parados sobre la superficie del planeta. Este tiempo se define en el módulo “Step”, creando un nuevo paso con procedimiento dinámico y explícito en el cual se incluirán los efectos no lineares provocados por grandes deformaciones o desplazamientos.

4.4 Modelos

Como se ha comentado previamente, este trabajo es un proceso iterativo, por lo que el objetivo no es un resultado numérico exacto. Sino una optimización de los resultados del mismo hasta el alcanzar el objetivo de un resultado aceptable.

Para alcanzar unos valores tolerables, se plantean una serie de diseños en los que, principalmente, variará la disposición de la geometría de los airbags, manteniendo constantes las demás variables. Una vez encontrada una disposición que se ajuste al objetivo, se modificarán estos parámetros variables para una optimización más precisa.

4.4.1 Primer modelo

Como primer ensayo, se ha supuesto el caso más simple de todos, un airbag en cada cara. El propósito de este primer ensayo es familiarizarse con el diseño del modelo, para, posteriormente, crear estructuras más complejas que se acerquen en mayor medida al resultado objetivo.

Como se ha explicado anteriormente, se siguen los pasos de creación de cápsula, suelo de Marte y airbags. Las diferencias respecto a otros diseños en este apartado de creación radican en el tamaño de los airbags. Debido a que solo va a haber 4 airbags (uno por cada cara) en este diseño, el tamaño debe de ser proporcional a la simplicidad del conjunto, por lo que estos airbags serán los más grandes de todos los estudiados. El diámetro de la esfera que origina los airbags es de 2,1 metros.

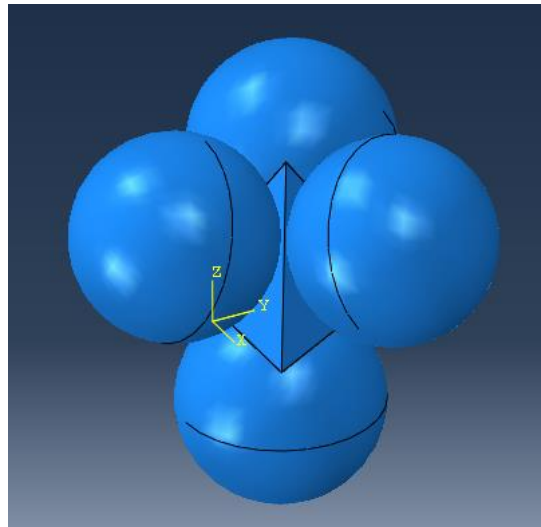


Imagen 79. Primer modelo de airbags.

Habiendo definido las interacciones, materiales y propiedades de cada uno de los componentes del modelo de la manera que se describe en el punto 5.3, el conjunto queda como se presenta en la imagen 100.

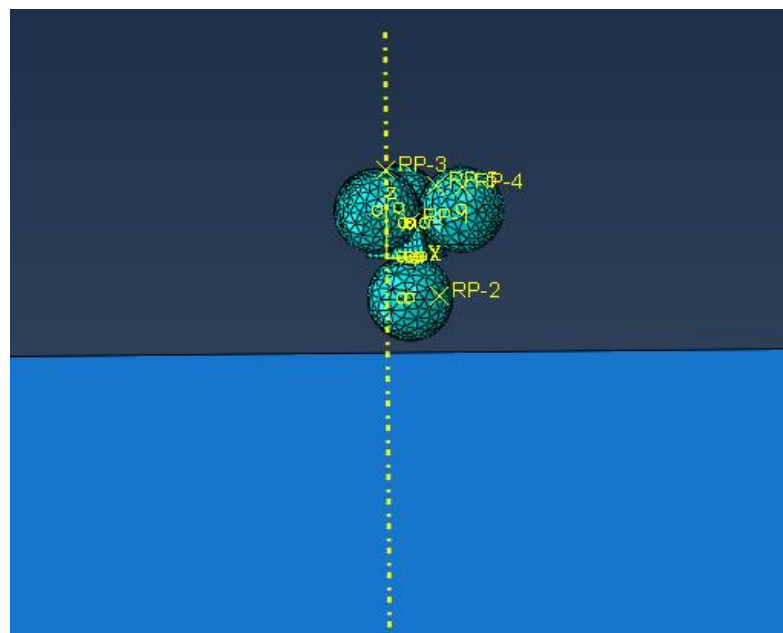


Imagen 80. Conjunto mallado del primer modelo.

Realizando la simulación en el módulo “Job” obtenemos una visualización gráfica del comportamiento de los elementos a diferentes componentes: tensiones, desplazamientos, velocidades, aceleraciones.

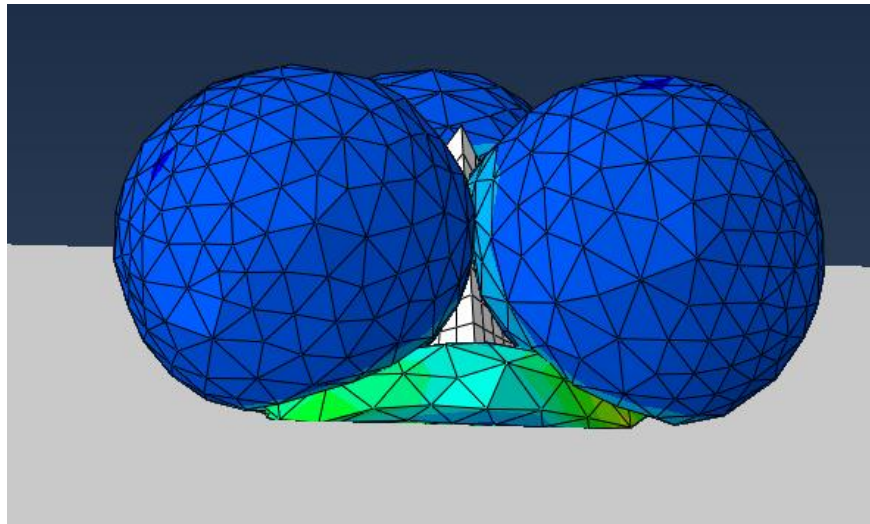


Imagen 81. Impacto contra la superficie del primer modelo.

Para analizar cuantitativamente los valores de estas componentes, en el módulo “Visualization” se selecciona la opción “Create XY Data” que permite visualizar, en forma de gráfica, como se comportan ciertos nodos o el conjunto completo frente a tensión o aceleración a medida que transcurre el tiempo.

En este caso, se presentará como se comportan los elementos del modelo a la aceleración respecto al tiempo, ya que es la componente más crítica. El rover que contiene la cápsula en su interior debe sobrevivir al aterrizaje para poder realizar su labor y para ello es preciso la minimización del valor de la aceleración a la que pueda estar sometido.

El comportamiento que nos interesa es el que se produce en la cápsula, ya que en su interior se encuentra el rover que se encargará de la exploración espacial. Por tanto, se procede a estudiar la aceleración a la que está sometido su centro de masas.

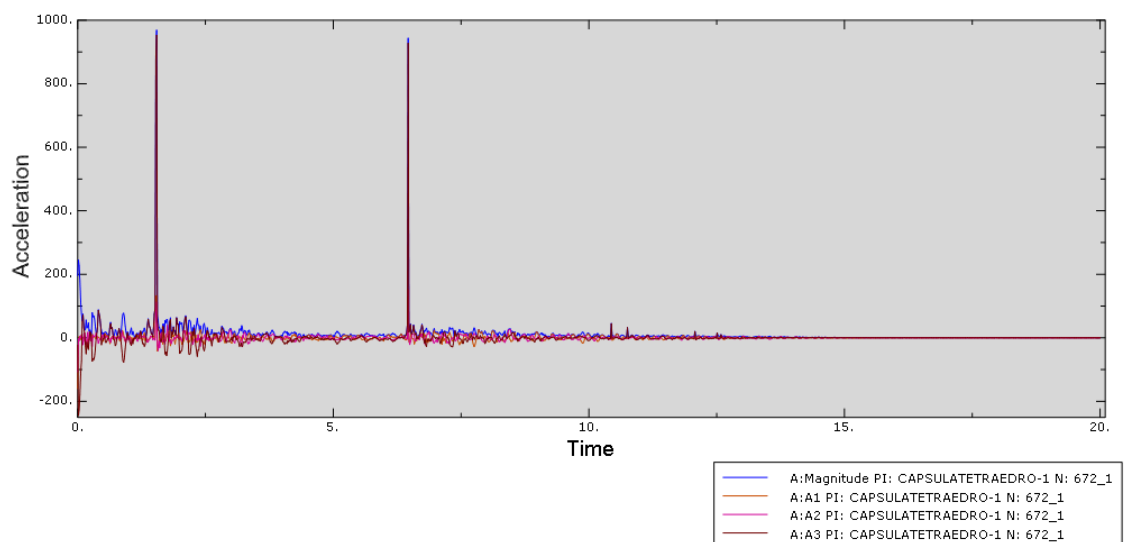


Imagen 82. Aceleración respecto al tiempo del primer modelo en el centro de masas de la cápsula.

Componente	Valor máximo en la cápsula
Aceleración	968,950 m/s ²

Tabla 3. Valor de la aceleración máxima.

Analizando estos resultados, lo que se busca para futuros modelos es una reducción del valor de la aceleración máxima, ya que es el valor más crítico. Un valor de 968,950 m/s² es aproximadamente un pico de 100 G's por lo que es necesario una reducción para que los componentes sobrevivan al aterrizaje. Como dato de referencia, las últimas misiones de los *Mars Exploration Rovers*, las que llevaron a Marte las sondas "Spirit" y "Opportunity", tuvieron que experimentar 25 G's durante el aterrizaje, un valor bastante menor que el obtenido para este primer ensayo. [1]

También se aprecia en la gráfica que el valor de la aceleración para el segundo impacto es un poco menor al valor del primer impacto, por lo que los futuros diseños también deberán reducir este valor lo máximo posible.

4.4.2 Segundo modelo

En este modelo se decidió usar, en vez de un único airbag por cara, dos de los mismos. Situándose uno encima del otro, pero sin llegar a tocarse. Para ello, fue necesario reducir el tamaño de los airbags, diseñándose cada uno de ellos con un diámetro de 0,7 metros.

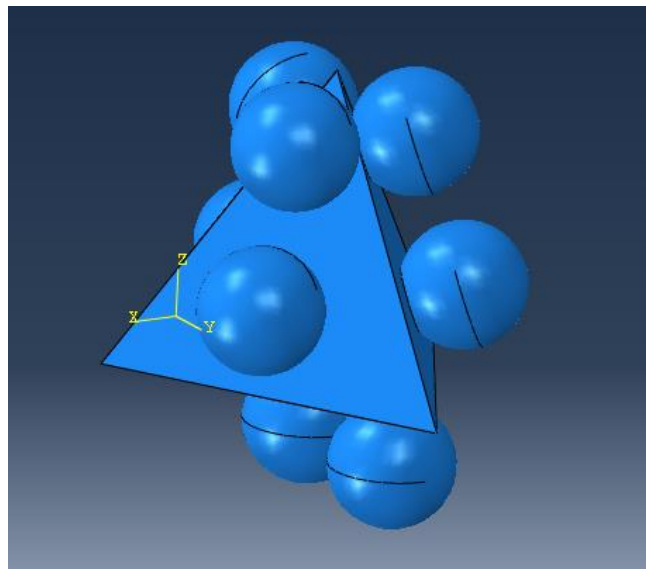


Imagen 83. Segundo modelo de airbags.

Evidentemente, como se puede observar en la imagen 102, uno de los principales problemas de este diseño es que la cápsula podía impactar directamente contra el suelo, debido a que los airbags no eran suficientemente grandes como para cubrirla por completo, dañando el rover que se encontraba en su interior.

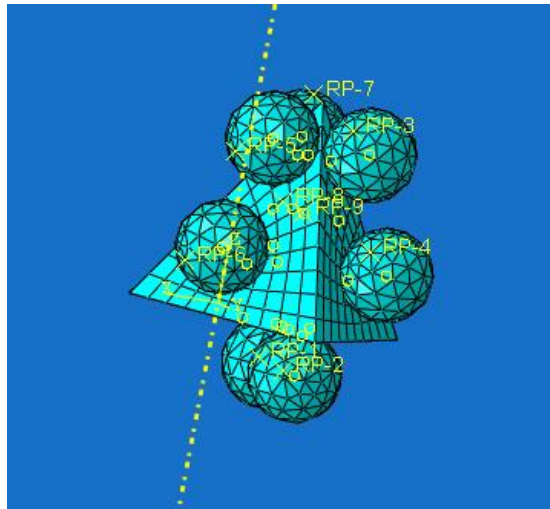


Imagen 84. Mallado del segundo modelo de airbags.

Representando la aceleración del centro de masas de la cápsula respecto al tiempo durante los 20 segundos de procesamiento del modelo, se observa que, efectivamente este modelo no es válido para el objetivo que se quiere conseguir

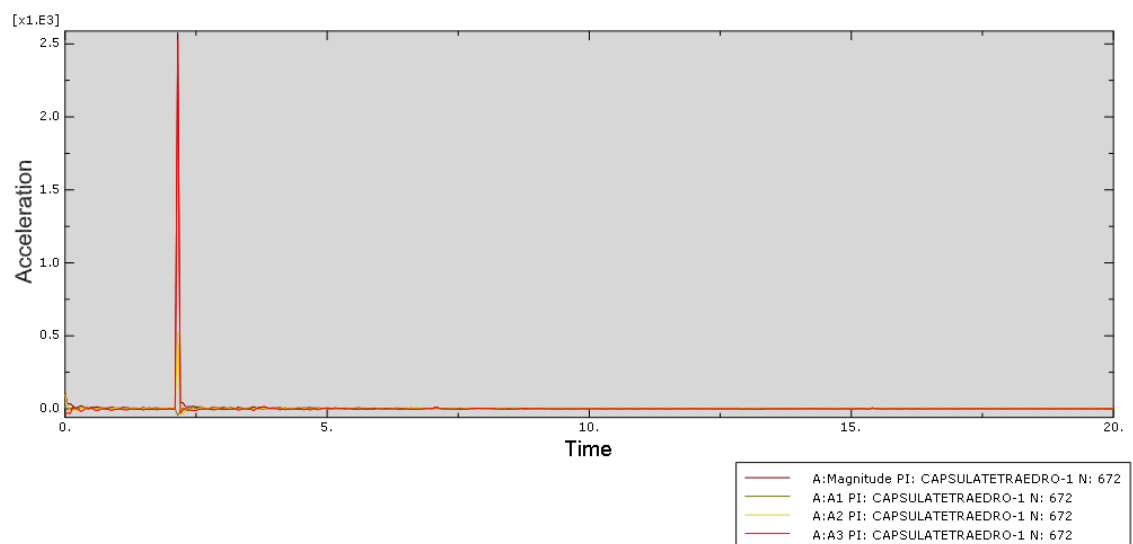


Imagen 85. Aceleración respecto al tiempo del segundo modelo en el centro de masas de la cápsula.

Componente	Valor máximo en la cápsula
Aceleración	2.574,94 m/s²

Tabla 4. Valor de la aceleración máxima

Cabe destacar, que, como se observa en la gráfica, el conjunto rebota una única vez impactando además parte de la cápsula sobre la superficie de Marte, lo que origina un pico de aceleración mucho mayor que cualquier visto para cualquier diseño. Posterior a esto, al haber impactado casi directamente sobre la cápsula, el conjunto se estabiliza

rápida. Sin embargo, esto no es algo viable en nuestro estudio ya que en la cápsula se encuentra el rover y los instrumentos científicos que trae consigo. Un impacto de estas características probablemente rompería la cápsula y dañaría al rover gravemente.

4.4.3 Tercer modelo

Viendo el empeoramiento de la simulación que había supuesto el segundo ensayo respecto al primero, se procedió a aumentar el tamaño de los airbags, así como su número, con el objetivo de que fueran estos los que amortiguasen el impacto inicial, provocando así que la cápsula no recibiera ningún daño.

En este tercer ensayo, se probaron a colocar tres airbags por cara, para un total de 12 airbags en total. La manera de colocarlos es equidistante de los vértices, repartiéndose homogéneamente por la cara de la cápsula, aunque sin llegar a tocarse unos a otros.

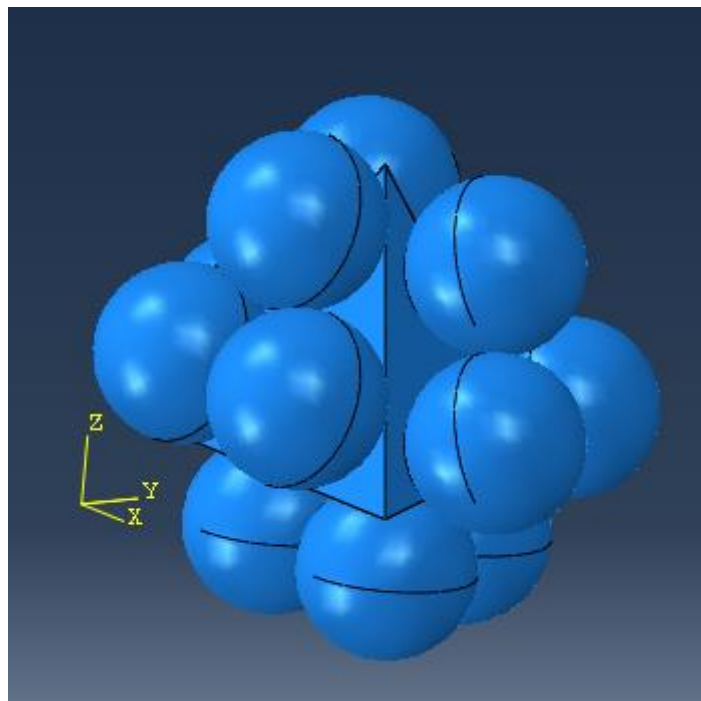


Imagen 86. Tercer modelo de airbags.

Habiendo comprobado en el anterior ensayo que un diámetro de 0,7 metros para los airbags era muy pequeño cuando su número es tan reducido, para este diseño, se comprobó que se podían diseñar airbags cuya esfera base tuviera un diámetro de 1 metro y no se tocaban entre ellos. Por lo que se decidió diseñar con estas características.

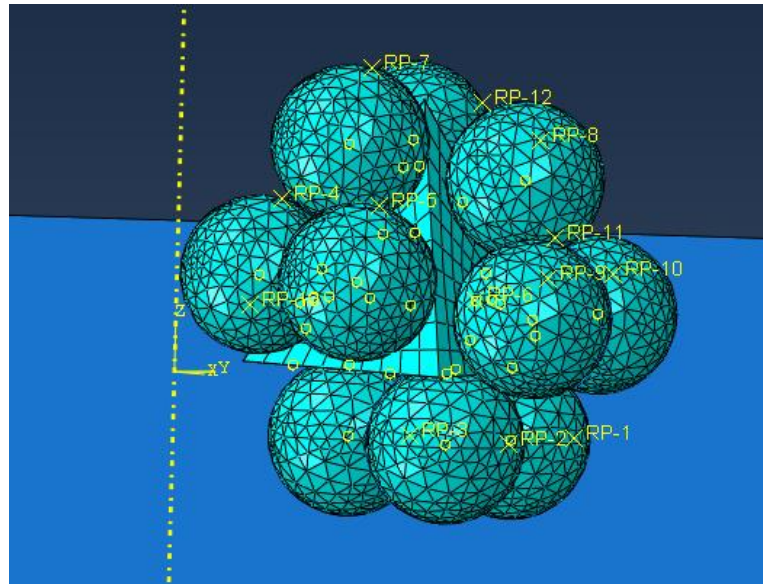


Imagen 87. Mallado del tercer modelo de airbags.

En el análisis mediante gráficas en el módulo “Visualization”, al crear la gráfica de la aceleración respecto al tiempo, se obtiene una mejora respecto al primer ensayo, ya que el segundo ensayo se ha considerado como una simulación fallida, debido al choque de la cápsula con la superficie.

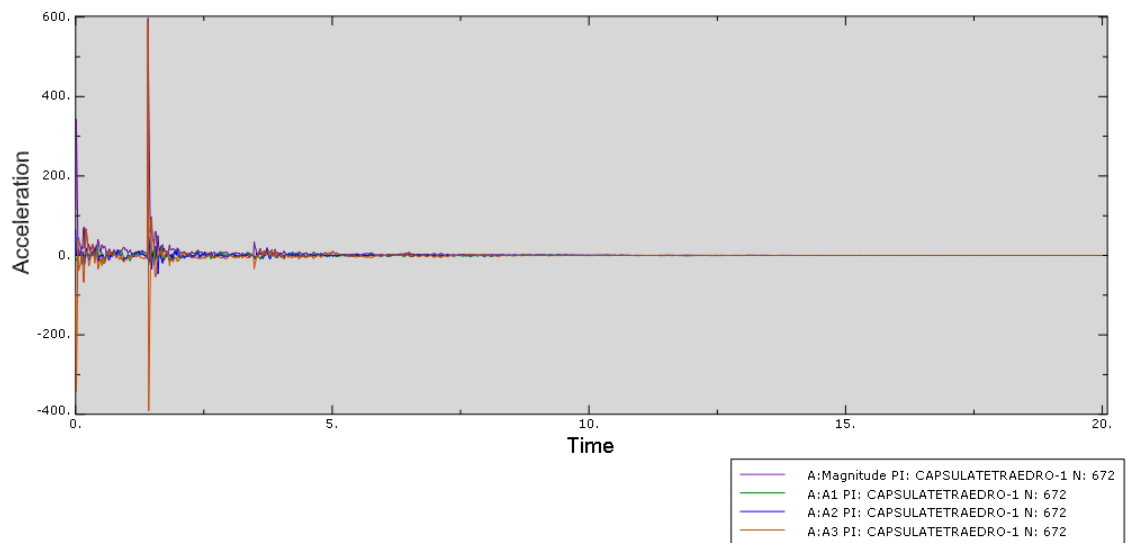


Imagen 88. Aceleración respecto al tiempo del tercer modelo en el centro de masas de la cápsula.

Componente	Valor máximo en la cápsula
Aceleración	597,214 m/s²

Tabla 5. Valor de la aceleración máxima.

Cabe destacar la reducción del valor de la aceleración para el primer impacto respecto del primer ensayo. De un pico de 100 G's que se observaba, este ensayo muestra una reducción significativa hasta un pico de 61 G's, que, si bien sigue siendo bastante mayor del objetivo, es un avance para tener en cuenta.

En el análisis también se puede observar que el segundo impacto, tras el rebote inicial, es mucho menor que en el primer ensayo, este segundo impacto se asemeja al estudiado en el segundo ensayo, en el que parte de la cápsula había impactado sobre la superficie de Marte, por lo que se deduce que en este diseño la cápsula también ha recibido parte del impacto, escenario a evitar en todo momento debido a la fragilidad de los equipos de su interior. Los futuros diseños se realizarán de tal manera que sean los airbags los que amortigüen los impactos en su totalidad, y no la cápsula.

4.4.4 Cuarto modelo

Visto el buen resultado generado por el ensayo previo, se decidió continuar por esta rama del diseño, la de incluir un mayor número de airbags entre los que se repartan más proporcionalmente los sucesivos impactos del aterrizaje. Se planteó un diseño de 6 airbags por cara en el que estos no se tocaban entre ellos.

Dado el incremento del número de airbags, la consecuencia que supuso fue una disminución del tamaño de estos, ya que no podían tener el mismo tamaño que en el tercer ensayo y evitar tocarse entre ellos. El diámetro de la esfera base era de 0,6 metros.

La manera de colocación de los airbags en las caras es la misma que en el ensayo previo, equidistantes de los vértices y homogéneamente distribuidos por las caras. Haciendo uso de las herramientas del módulo “Assembly” de creación de puntos de referencia o proyección de planos, esto se consiguió de manera sencilla.

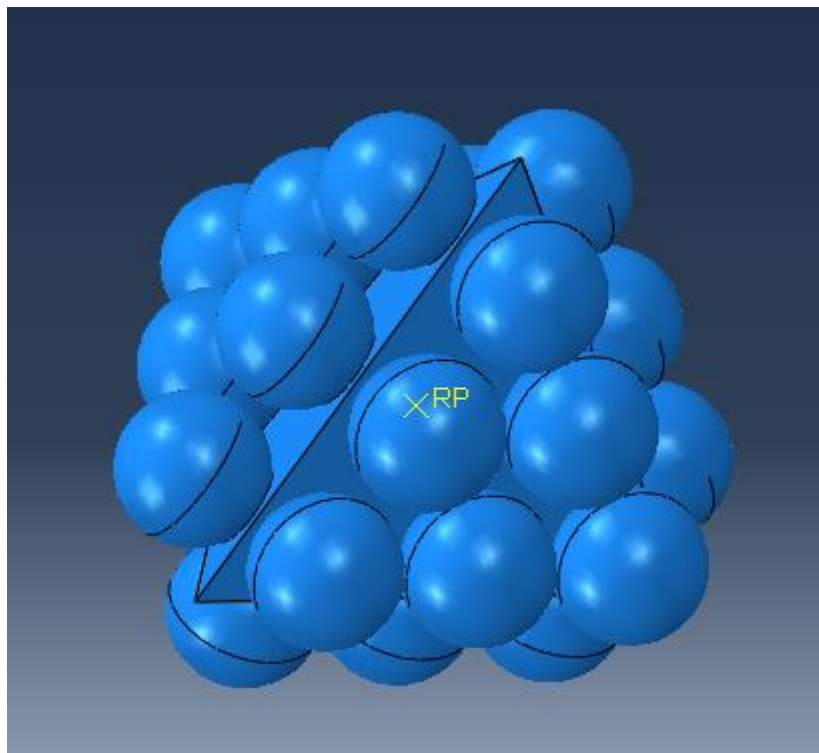


Imagen 89. Cuarto modelo de airbags.

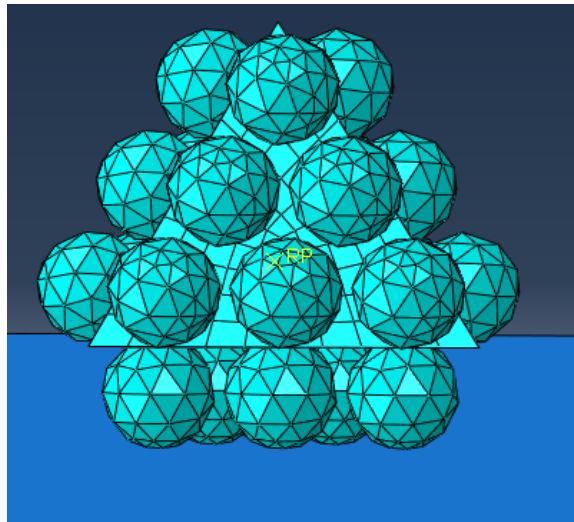


Imagen 90. Mallado del cuarto modelo de airbags.

Analizando los resultados para este caso de la aceleración del centro de masas del modelo. Se observa un problema similar al planteado en el segundo ensayo, la reducida dimensión de los airbags provoca que la cápsula o parte de ella impacto contra la superficie del planeta, generando un pico más grande que los anteriores de aceleración en el primer impacto. Nuevamente, este tipo de diseño se descarta, ya que la cápsula no puede sufrir ningún impacto, puesto que no está hecha para resistir aceleraciones semejantes, porque los instrumentos científicos o el rover de su interior resultarían dañados.

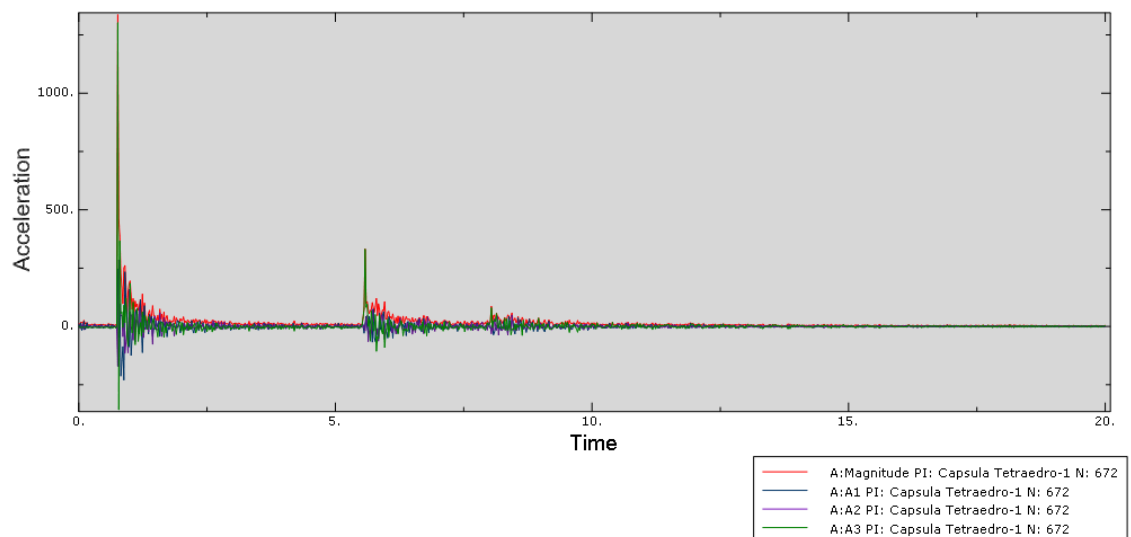


Imagen 91. Aceleración respecto al tiempo del cuarto modelo en el centro de masas de la cápsula

Componente	Valor máximo en la cápsula
Aceleración	1.336,46 m/s²

Tabla 6. Valor de la aceleración máxima

Cabe destacar de este diseño que, si bien no ha obtenido la disminución deseada de aceleración, sí que se aprecia un segundo y un tercer rebote sobre la superficie con mucha menor aceleración que el primero, y una posterior estabilización del conjunto. Esto supone un gran avance, ya que uno de los propósitos es la disminución en la aceleración de la cápsula a lo largo de estos sucesivos impactos, objetivo que no se había cumplido hasta este ensayo.

Como se puede comprobar a lo largo de todos estos ensayos, el tamaño del airbag es el factor más determinante a la hora de disipar las aceleraciones, los ensayos con mayor tamaño de airbag han tenido mejores resultados en cuanto a la disipación de picos de aceleraciones, así como un mayor tamaño de los mismos aseguran un contacto con los airbags en vez de con la cápsula, objetivo que se quiere alcanzar, ya que son estos los encargados de amortiguar los sucesivos impactos.

Para el diseño posterior, se aumentará el diámetro de la esfera base del airbag, con el principal objetivo de disminuir los picos de aceleración.

4.4.5 Quinto modelo

Como se ha comentado previamente, se aumenta el tamaño de los airbags del cuarto ensayo, ya que aumentar el número de los mismos reduciría su tamaño y se ha deducido que el tamaño es la componente más influyente de todos los modelos para disipar las aceleraciones producidas por los impactos.

El límite que se puede establecer para esta configuración de airbags sin que se lleguen a tocar unos con otros es aquella en el que la esfera base tuviera un diámetro de 0,625 metros.

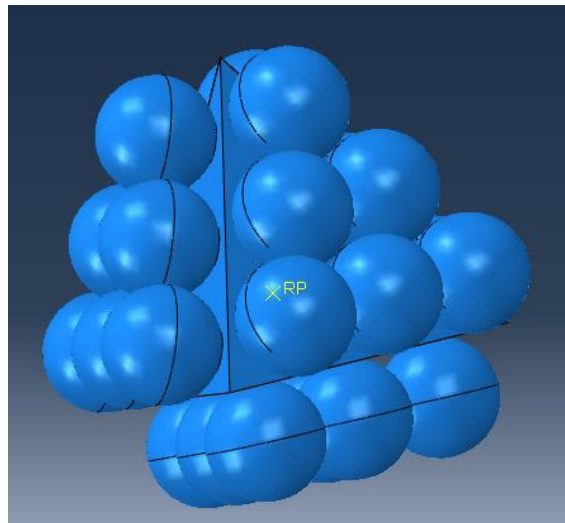


Imagen 92. Quinto modelo de airbags.

En el análisis de resultados se debería observar una mejora leve en la respuesta a la aceleración respecto al tiempo, si bien no muy grande, ya que los airbags aumentan muy levemente su tamaño en este diseño (aproximadamente un 3%) respecto al diseño anterior.

Sin embargo, en contra de lo que cabría esperar, tras el análisis gráfico de los resultados, se observa un empeoro notable del comportamiento de la cápsula frente a la aceleración. Se desconoce el motivo principal de este empeoramiento, aunque puede deberse a una asignación incorrecta de las propiedades o de la geometría en el proceso de diseñado. Aun habiendo seguido todos los pasos previamente descritos que han generado los demás modelos.

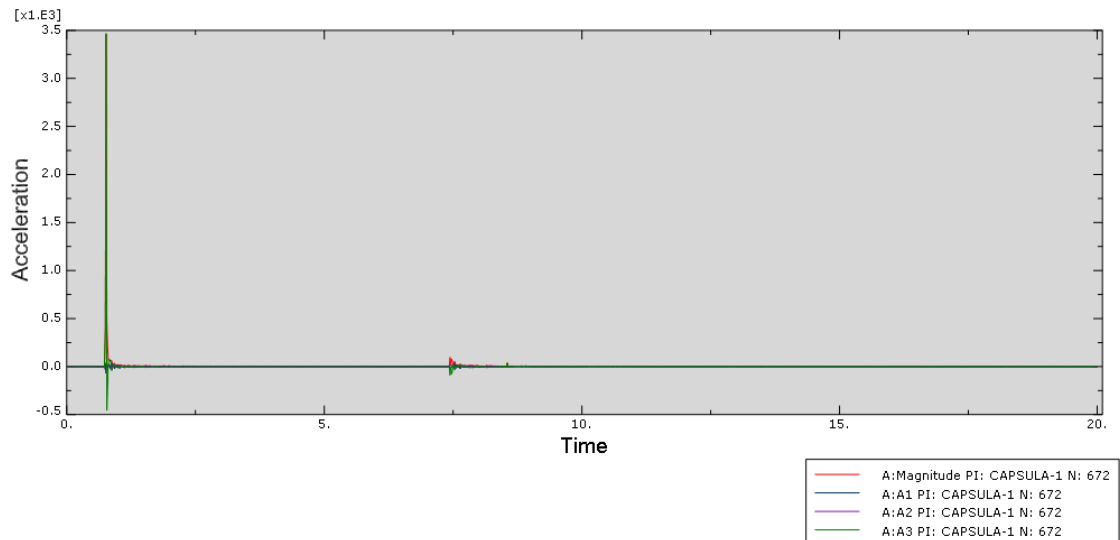


Imagen 93. Aceleración respecto al tiempo del quinto modelo en el centro de masas de la cápsula

Componente	Valor máximo en la cápsula
Aceleración	3.464,64 m/s²

Tabla 7. Valor de la aceleración máxima

Analizando detenidamente la gráfica, se observa un caso similar al del segundo ensayo, en el que la cápsula impactaba directamente contra la superficie, absorbía la mayor parte del impacto y no generaba rebotes posteriores. Por tanto, este diseño es descartado inmediatamente.

Habiendo comprobado cómo actúa el conjunto ante geometrías más complejas, se ha observado que los mejores resultados se obtenían para las más simples, como el tercer ensayo. Por tanto, los próximos ensayos tendrán como base la geometría del tercer diseño con la modificación de algunos parámetros (presión interior de los airbags, velocidad inicial, altura...) con el objetivo de un modelo final que se ajuste a las necesidades y suponga una mejora consistente frente a los demás.

4.4.6 Modelo final

Como se ha comentado previamente, la geometría escogida para el diseño del sistema de airbags es la del tercer ensayo, ya que ha sido la que mejores resultados ha obtenido en cuanto al primer pico de aceleración de todos los modelos generados, además demuestra que los airbags absorben parte del impacto generado al existir un segundo rebote y hasta un tercero durante los primeros 20 segundos.

Tras el análisis de todos estos ensayos, se comprobó que el tamaño del airbag era el factor diferencial en todos los diseños. La diferencia entre un airbag cuya esfera base era de un metro respecto a la misma cuyo modelo base sea de 0,6 o 0,7 metros (30 o 40% menos que el mayor), se reflejaba en el análisis de resultados en forma de una mejor absorción del primer impacto (menores picos de aceleración).

A continuación, se realizaron modificaciones de los parámetros de este diseño con el objetivo de optimizar al máximo la solución. El primer parámetro para modificar fue el de la presión interna de los airbags.

4.4.6.1 Modificación de la presión interna.

Teóricamente, al aumentar la presión en el interior de los airbags, estos absorberán mejor el impacto, ya que un problema recurrente de los ensayos, que se hicieron con una presión interna de 10 kPa, es que la presión era muy baja y los airbags no conservaban la esfericidad tras el primer impacto, como se puede observar en la imagen 112.

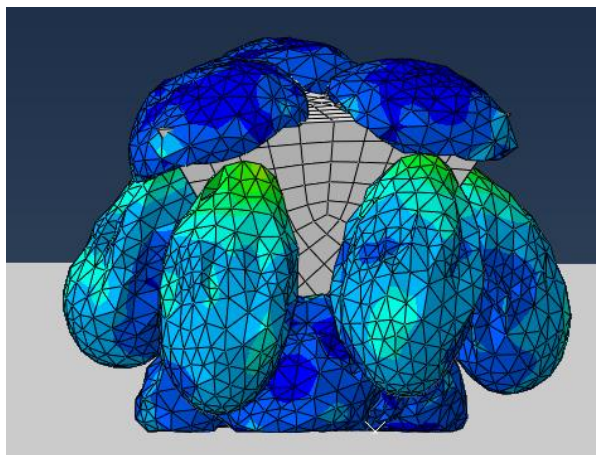


Imagen 94. Pérdida de esfericidad de los airbags en el momento justo del impacto.

La primera modificación se realizó aumentando la presión a 100 kPa, obteniendo unos resultados mejores que con la presión inicial en el análisis de la aceleración del centro de masas de la cápsula.

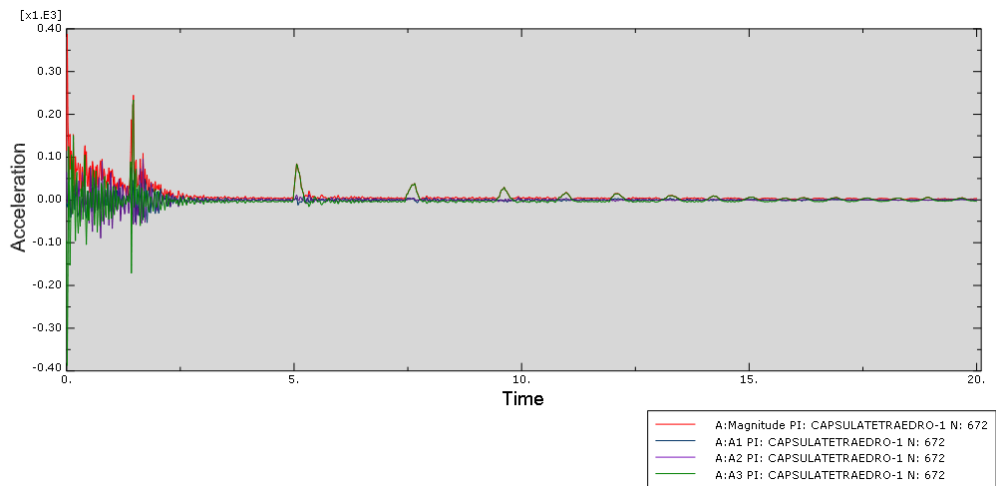


Imagen 95. Aceleración respecto al tiempo con presión interior de 100 kPa

Componente	Valor máximo en la cápsula
Aceleración	387,46 m/s²

Tabla 8. Valor de la aceleración máxima

En el análisis de resultados gráficos, se observa para esta presión que el pico mayor de aceleración se produce en el hinchado de los airbags, mientras que el primer rebote (que es el que mayor pico de aceleración tiene) tiene un pico de aceleración de aproximadamente $244,643 \text{ m/s}^2$. Este problema sucede por el instantáneo hinchado de los airbags, y podría reducirse aumentando el tiempo de hinchado de los airbags.

De esta forma, se conseguiría que el mayor pico de aceleración se produjera en el primer rebote contra la superficie.

Posteriormente, se elevó esta presión interna hasta valores más elevados para analizar la respuesta, primero hasta 200 kPa y, posteriormente, hasta los 500 kPa.

Con la presión de 200 kPa:

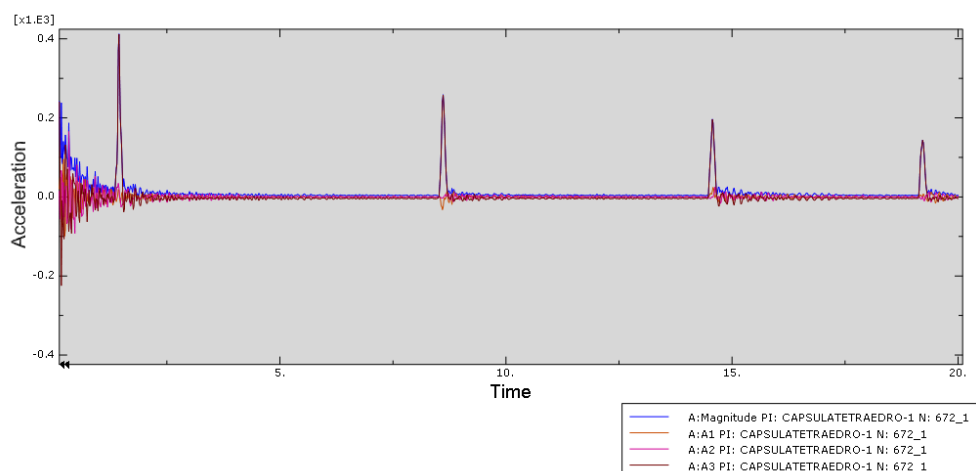


Imagen 96. Aceleración respecto al tiempo con presión interior de 200 kPa

Componente	Valor máximo en la cápsula
Aceleración	420,126 m/s ²

Tabla 9. Valor de la aceleración máxima

Se observa unos picos similares de aceleración a los del diseño con 100 kPa para el primer impacto. Sin embargo, al haber una mayor presión en el interior de los airbags, tras el primer impacto la cápsula asciende a mayor altura, generando que el segundo rebote y sucesivos tengan una mayor aceleración que con una presión menor. Esta situación es desfavorable, ya que el objetivo de los sucesivos rebotes es una disminución de estos picos de aceleración.

Este suceso se observa más destacado para el análisis a 500 kPa, donde los rebotes ascienden a tanta altura, que el conjunto tiene un comportamiento similar al que tendría si volviera a caer desde el principio. Adicionalmente, con presiones mayores, el tiempo que tarda el conjunto en pararse completamente es mayor. Para 500 kPa, el conjunto apenas ha rebotado tres veces durante los 20 segundos de simulación y no ha reducido apenas sus picos de aceleración.

Con la presión de 500 kPa:

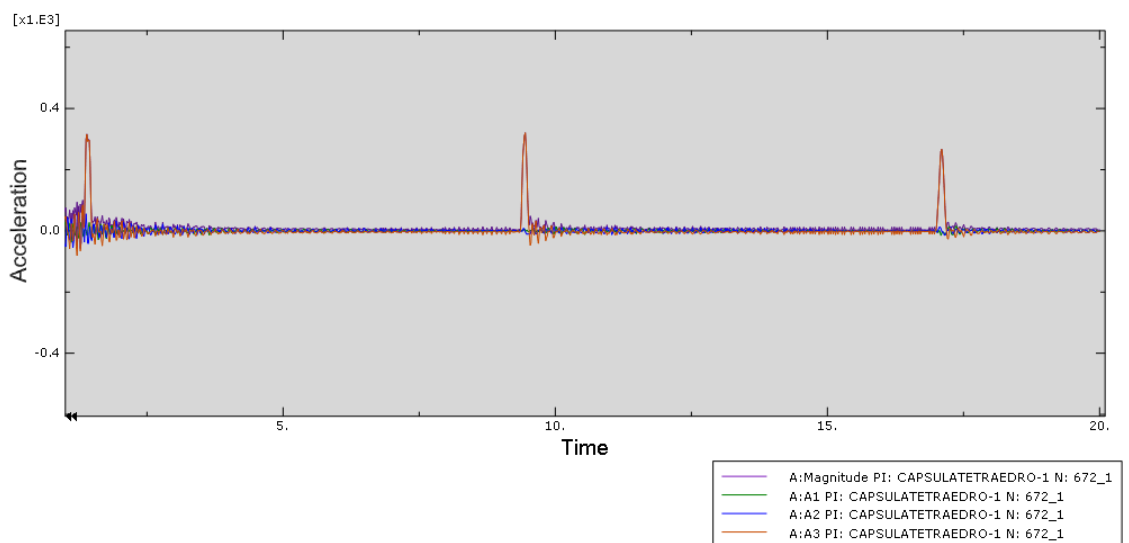


Imagen 97. Aceleración respecto al tiempo con presión interior de 500 kPa

Como conclusión del análisis de la presión interna de los airbags, se escoge una presión interior de 100 kPa con la condición de que se aumente el tiempo de hinchado de los airbags, ya que es cuando mayor pico de aceleración se produce.

Realizado este ajuste, el pico de aceleración del primer impacto se reduce hasta un valor de 244, 643 m/s² o 25 G's. Un valor mucho más aceptable que los calculados hasta ahora.

4.4.6.2 Modificación de la altura de caída libre.

Todos los modelos previos se separaban de la fase anterior de reducción de velocidad usando paracaídas a 20 metros de la superficie de Marte. Cuanto más tarde se realice esta separación y menos metros recorra el conjunto airbags-cápsula en caída libre, menor energía cinética almacenará y menores serán los picos de aceleración. Sin embargo, el uso de airbags requiere de un tiempo de hinchado de los mismos que se debe realizar a cierta altura, por este motivo, se impondrá un mínimo de 15 metros para el desenganchado del conjunto de los paracaídas.

Se analizarán los resultados obtenidos para una presión de 100 kPa comenzando la caída a 15 metros de la superficie y se deducirá si merece más la pena que el análisis original, que se había realizado a 20 metros.

A 15 metros:

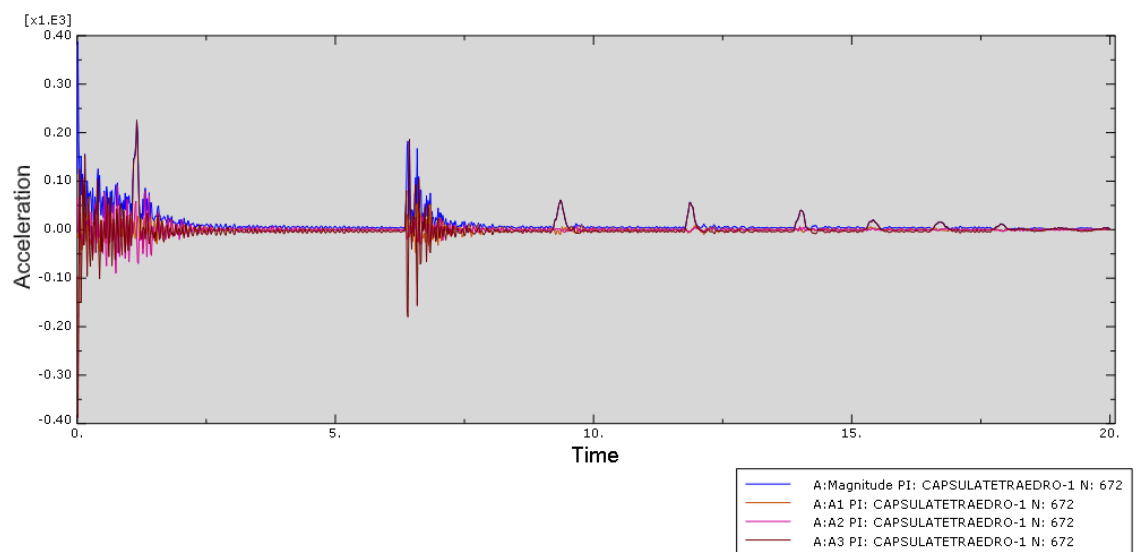


Imagen 98. Aceleración respecto al tiempo con caída libre desde una altura de 15 metros.

Se observa el problema previamente comentado de hinchado instantáneo de los airbags que produce que el mayor pico de aceleración se encuentre al principio. Posteriormente, en el primer impacto, se produce el segundo mayor pico de aceleración con un valor de 225, 406 m/s². Este valor es menor que los 244, 643 m/s² producidos para una caída de 20 metros, sin embargo, el segundo rebote produce una aceleración similar al primero en este nuevo caso, suceso que se quería evitar.

Por este último motivo, se escoge la caída original desde 20 metros en vez de la de 15, ya que disipa mejor las aceleraciones producidas para los sucesivos impactos.

4.4.6.3 Modificación de la velocidad inicial

La velocidad inicial viene definida por la fase anterior del aterrizaje, dependiendo de cuánto tiempo y desde que altura se usen los paracaídas esta se verá reducida o aumentada. En estas simulaciones, para la velocidad inicial se definió un valor de 25 m/s, y se probará a variarla a un valor mayor o menor para observar cómo reacciona el diseño.

A una velocidad de 20 m/s:

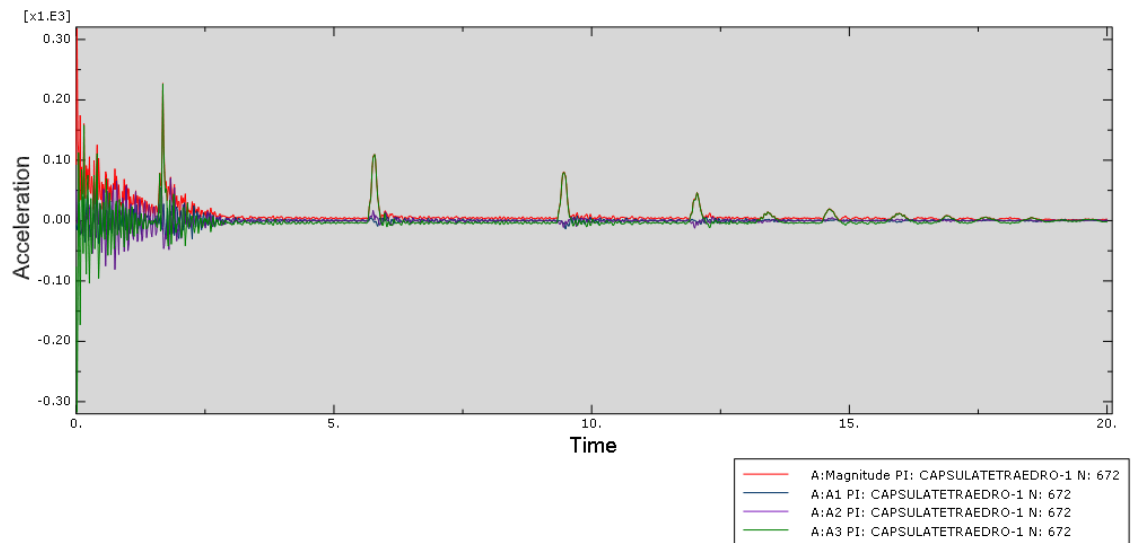


Imagen 99. Aceleración respecto al tiempo con velocidad inicial de 20 m/s

Como se observa en la gráfica, la imagen 106 es muy similar a la original (imagen 102), con la diferencia de que, en este caso, el valor para el pico de aceleración del primer impacto es ligeramente menor ($227,194 \text{ m/s}^2$ frente a $244,643 \text{ m/s}^2$). Los sucesivos rebotes van frenando la cápsula y ninguno llega al mismo nivel de aceleraciones que el primero, lo cual indica una correcta amortiguación de los impactos por parte de los airbags.

A una velocidad de 30m/s:

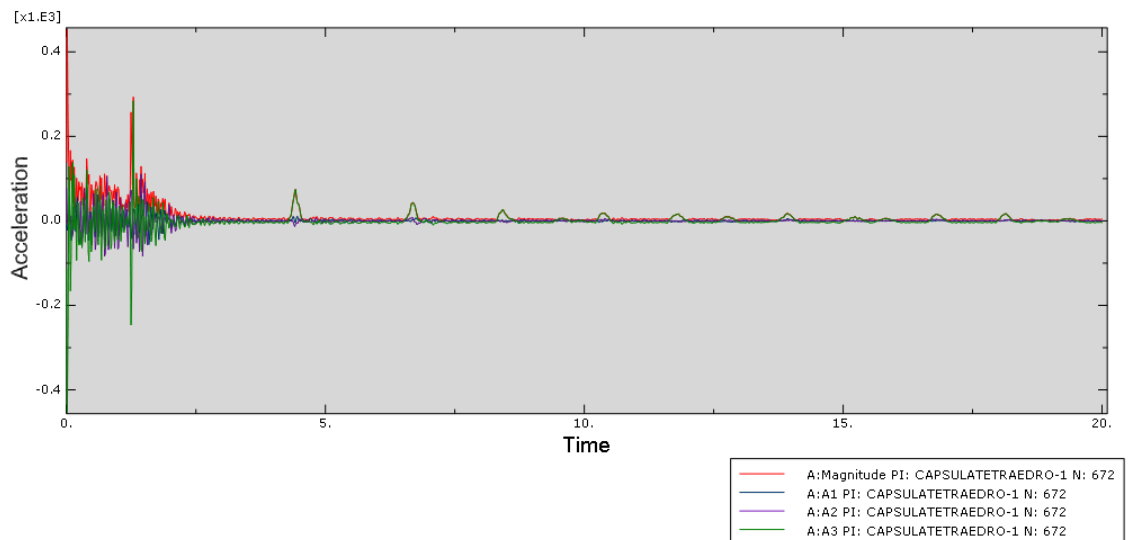


Imagen 100. Aceleración respecto al tiempo con velocidad inicial de 30 m/s

Como se puede apreciar, el impacto que sufre la cápsula en el primer rebote es mayor que el generado para los diseños previos, alcanza un valor de aceleración de $293,022 \text{ m/s}^2$.

Este hecho tiene su explicación física, ya que, a mayor velocidad de salida, para la misma aceleración gravitacional en todas las simulaciones, con mayor fuerza

impactara el conjunto sobre la superficie del planeta, generando así mayores picos de aceleraciones.

Por tanto, el primer modelo generado, con velocidad de 25 m/s da un resultado aceptable para los valores entre los que se quiere hacer aterrizar el conjunto en el planeta.

Si bien una reducción de velocidad implica una reducción de este valor de aceleración, para alcanzar esta disminución es necesaria una mayor complejidad en los diseños, puesto que cuanto más se quiera ajustar este valor, distintos modelos se deberán diseñar en el tamaño de los paracaídas o cambiar la altura a la que se pretende que entre en caída libre el conjunto. Además, la disminución del valor de la aceleración no disminuye de manera considerable al disminuir en un 20% la velocidad.

5 Marco regulador, presupuesto y entorno socioeconómico.

5.1 Marco regulador

En el análisis de la legislación vigente aplicable a este trabajo de fin de grado, se ha de tener en cuenta que lo que se lleva a cabo en el mismo es la simulación de un proceso iterativo de diseño de airbags mediante un software de elementos finitos, no entendiéndose así los procesos de fabricación, montaje o puesta a punto de los mismos. Por tanto, los riesgos laborales que se engloban en esas fases no se aplican a este Trabajo de Fin de Grado.

Al tratarse de un trabajo de simulación mediante ABAQUS, el estándar técnico aplicable es el mismo que para los productos SIMULIA, como el propio ABAQUS o SIMULIA SLM.

Las directivas y normativas que se deben cumplir en la realización de este trabajo, teniendo en cuenta su carácter de simulación, son las aplicables para cada una de las partes que la componen.

5.2 Presupuesto

El presupuesto asociado de la realización de este Trabajo de Fin de Grado engloba el trabajo realizado por el alumno, la supervisión llevada a cabo por el tutor y el gasto producido por el uso de una licencia de ABAQUS.

- Coste asociado al alumno:

Teóricamente, el número de horas establecido para la consecución de un crédito ECTS es de 25 horas. Al ser el Trabajo de Fin de Grado una asignatura de 12 créditos ECTS, el número de horas asociado sería de 300 horas. Sin embargo, en la realización de este proyecto en particular se han dedicado más, redondeando el valor a unas 320 horas a lo largo de los meses de trabajo.

Coste/hora del alumno: 12€/hora.

- Coste asociado al tutor:

El coste asociado al tutor incluye las tutorías, tanto grupales como privadas que ha impartido, así como su preparación. También se ha tenido en cuenta las horas de disponibilidad del tutor, tanto online como presenciales. Se redondea el valor a unas 30 horas.

Coste/hora del doctor: 50 €/hora.

- Coste asociado a la licencia de ABAQUS:

De acuerdo con la información provista por la página web de la universidad, el coste de una licencia permanente de ABAQUS es de 33.650 € anuales [27]. Considerando que el trabajo se ha realizado a lo largo de 3 meses, el valor correspondiente es de 8.412,5 €.

Coste total de la realización del proyecto

<i>Coste asociado al alumno</i>	3.840 €
<i>Coste asociado al tutor del proyecto</i>	1.500€
<i>Coste asociado a la licencia de ABAQUS</i>	8.412,5 €
<i>Coste total</i>	13.752,5 €

Tabla 10. Costes de la elaboración del proyecto.

El coste total asociado para la elaboración del proyecto es, por tanto, de 13.752,5 €.

5.3 Entorno socioeconómico

El sector en el que se engloba el diseño del Trabajo de Fin de Grado es el de la exploración espacial. El impacto social que tiene un diseño de estas características es bastante significativo, ya que la investigación espacial puede tener como consecuencias el descubrimiento de alguna materia significativa que cambie el uso de algunos recursos en la Tierra.

Sin embargo, la elaboración de todas las fases de una misión de exploración espacial, no solo la de diseño de una parte que se aborda en este trabajo, requiere de una inversión económica muy elevada, si bien no tan elevada como la misma misión haciendo uso de cohetes de retropropulsión, ya que los airbags son una solución más económica para el acercamiento en los últimos metros a la superficie.

En definitiva, a pesar de la gran inversión que pueda parecer realizar una misión de estas características, los avances científicos y tecnológicos, así como los posibles descubrimientos que proporciona como resultados son un motivo más que válido para llevarla a cabo.

6 Conclusiones y desarrollos futuros

6.1 Conclusiones

Tras el desarrollo de este trabajo y a la vista del proceso seguido y los resultados obtenidos, se alcanzan una serie de conclusiones:

1. Se ha modelado el diseño de airbags de un aterrizaje de una cápsula de exploración espacial en Marte, adquiriendo conocimientos sobre el tema de la exploración espacial, así como sobre los métodos de aterrizajes espaciales.
2. Se han desarrollado varios modelos para una cápsula con forma tetraédrica haciendo uso del software de elementos finitos ABAQUS, observando las posibilidades del mismo para la simulación de distintas situaciones.
3. A través de los distintos modelos propuestos, se observa el comportamiento de la cápsula que alberga al rover de exploración frente a las aceleraciones a las que está sometida durante la fase final del aterrizaje, la que hace uso del sistema de airbags.
4. Se comprueba que el factor más determinante a la hora de escoger el modelo final es el tamaño de los airbags, no su número, cuanto más grandes sean, mejores resultados proporcionan amortiguando los rebotes en la superficie.

Esto resulta ser una conclusión sorprendente, ya que el cuarto y el quinto modelo estaban basados en el diseño llevado por la NASA a Marte en la utilización de sus misiones, y cabría esperar un mejor resultado por este mismo motivo, sin embargo, dieron peores resultados que el primer o el tercer modelo, más simples, pero con una respuesta significativamente mejor ante las aceleraciones.



Imagen 101. Diseño de airbags que usó la NASA en sus misiones espaciales.

5. Seleccionado el diseño de los airbags, se modificaban los parámetros que componían el problema para mejorar los resultados. Esto se realiza teniendo en cuenta que el proceso que se lleva a cabo es un proceso iterativo y, por tanto, el objetivo no es tanto alcanzar un resultado final predefinido, sino realizar un proceso de mejora continua.

6.2 Desarrollos futuros

Analizando la situación planteada y los resultados obtenidos, se plantean una serie de cuestiones en las que se pueden desarrollar o investigar nuevos modelos:

1. Analizar la aplicación de los modelos estudiados a lo largo de este trabajo a la tecnología existente de los impactos a gran velocidad de los vehículos terrestres.
2. Estudiar situaciones similares que pudieran producirse en otras condiciones: diferentes planetas, condiciones atmosféricas, parámetros de diseño...
3. Así como se ha realizado el trabajo con el objetivo de la disminución de las aceleraciones en el interior de la cápsula, también resultaría interesante estudiar el comportamiento de los airbags a este aterrizaje, por ejemplo, se podría realizar bien mediante el análisis de puntos significativos de concentración de tensiones en uno de ellos o bien ejecutando un estudio individual de los mismos.

7 Referencias bibliográficas

7.1 Páginas web

- [1] <https://mars.nasa.gov> (16/08/2017)
- [2] <https://es.wikipedia.org> (16/08/2017)
- [3] <https://nssdc.gsfc.nasa.gov> (18/08/2017)
- [4] <https://www.engadget.com> (19/08/2017)
- [5] <https://www.jpl.nasa.gov> (19/08/2017)
- [6] <http://www.microsiervos.com> (22/08/2017)
- [7] <https://mars.jpl.nasa.gov> (24/08/2017)
- [8] <http://rubystone.net> (24/08/2017)
- [9] <https://spaceflight.nasa.gov> (25/08/2017)
- [10] <http://celestia.albacete.org> (26/08/2017)
- [11] <http://www.isas.jaxa.jp> (26/08/2017)
- [12] <https://phys.org> (27/08/2017)
- [13] <http://www.esa.int> (27/08/2017)
- [14] <https://historiaybiografias.com> (28/08/2017)
- [15] <https://voyager.jpl.nasa.gov> (28/08/2017)
- [16] <http://www.estacionespacial.com> (29/08/2017)
- [17] <http://www.dartmouth.edu> (01/09/2017)
- [18] <http://www.vectranfiber.com> (02/09/2017)
- [19] <http://www.diarioinformacion.com> (02/09/2017)
- [20] <https://visitantes.auger.org.ar> (02/09/2017)
- [21] <https://photojournal.jpl.nasa.gov> (03/09/2017)
- [22] <http://danielmarin.naukas.com> (03/09/2017)
- [23] <https://www.osti.gov> (04/09/2017)
- [24] <https://ntrs.nasa.gov> (06/09/2017)

- [25] <http://ocw.uc3m.es> (18/09/2017)
- [26] <https://www.3ds.com> (20/09/2017)
- [27] <http://portal.uc3m.es> (25/09/2017)

7.2 Tesis, proyectos fin de carrera y publicaciones

- [28] Jorge Muñoz Vázquez. Modelo numérico de una unidad vertebral funcional humana. Trabajo de Fin de Grado. Escuela Politécnica Superior de la Universidad Carlos III de Madrid. 2015.
- [29] Thomas Zangle. The technology of landing on Mars. Trabajo de Fin de Grado. 2002.
- [30] Second Venus spacecraft set for launch. Publicación de prensa. 1978.
- [31] David Varas Doval. Documentación de la asignatura *Elasticidad*. Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras. Escuela Politécnica Superior de la Universidad Carlos III de Madrid. 2016.
- [32] Jorge Alonso Zahr Viñuela. Documentación de la asignatura *Mecánica de Sólidos*. Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras. Escuela Politécnica Superior de la Universidad Carlos III de Madrid. 2016.
- [33] Ángel Arias Hernández. Documentación de la asignatura *Mecánica de estructuras*. Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras. Escuela Politécnica Superior de la Universidad Carlos III de Madrid. 2015.